18-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика – 2019»

Тезисы

Москва, МАИ
18-22 ноября 2019 г.

ISBN 978-5-4465-2537-9
УДК 629.7
ББК 39.5+39.6

18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019».
18-22 ноября 2019 года. Москва. Тезисы. – Типография «Логотип», 2019. – 605 с.

В сборник включены доклады, представленные в Организационный комитет конференции в электронном виде.

Конференция проводится при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 19-08-20073).

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2019

Организатор

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Организационный комитет

Равикович Ю.А., проректор по научной работе МАИ, председатель
Шемяков А.О., проректор по стратегическому развитию МАИ, сопредседатель
Дин Вучинич, профессор Брюссельского свободного университета, сопредседатель
Шервуд Кристофер, профессор Наньянского технологического университета
Пин Лу, профессор университета Сан-Диего, сопредседатель
Эдвард Кроули, профессор аэронавтики, астронавтики и инженерных систем Массачусетского технологического института, сопредседатель
Франко Бернелли, профессор Политехнического университета Милана, сопредседатель
Сыпало К.И., генеральный директор ФГУП «ЦАГИ», сопредседатель
Ефремов А.В., декан факультета № 1 «Авиационная техника» МАИ, руководитель направления «Авиационные системы»
Монахова В.П., директор института № 2 «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки» МАИ, руководитель направления «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки»
Следков Ю.Г., директор института № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика» МАИ, руководитель направления «Системы управления, информатика и электроэнергетика»
Кирдяшкин В.В., директор института № 4 «Радиоэлектроника, инфокоммуникации и информационная безопасность» МАИ, руководитель направления «Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем»
Алифанов О.М., заведующий кафедрой 601 «Космические системы и ракетостроение» МАИ, руководитель направления «Ракетные и космические системы»
Кривилёв А.В., директор института № 7 «Робототехнические и интеллектуальные системы» МАИ, руководитель направления «Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение»
Крылов С.С., директор института № 8 «Информационные технологии и прикладная математика» МАИ, руководитель направления «Математические методы в аэрокосмической науке и технике»
Беспалов А.В., директор института № 11 «Материаловедения и технологий материалов» МАИ, руководитель направления «Новые

материалы и производственные технологии в области авиационной и ракетно-космической техники»
Новиков С.В., директор института № 5 «Инженерная экономика и гуманитарне науки» МАИ, руководитель направления «Экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса»
Лунёва Н.С., заместитель начальника отдела по связям с общественностью МАИ, учёный секретарь

Программный комитет

Равикович Ю.А., проректор по научной работе МАИ, председатель
Шемяков А.О., проректор по стратегическому развитию МАИ, сопредседатель
Дин Вучинич, профессор Брюссельского свободного университета, сопредседатель
Шервуд Кристофер, профессор Наньянского технологического университета
Пин Лу, профессор университета Сан-Диего, сопредседатель
Эдвард Кроули, профессор Массачусетского технологического института, сопредседатель
Франко Бернелли, профессор Политехнического университета Милана, сопредседатель
Сыпало К.И., генеральный директор ФГУП «ЦАГИ», сопредседатель
Замковой А.А., начальник управления научных программ и проектов МАИ
Веремеенко К.К., начальник научно-исследовательского отделения института № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика» МАИ
Грушин И.А., заместитель директора по научной работе института № 11 «Материаловедения и технологий материалов» МАИ
Ефремов А.В., декан факультета № 1 «Авиационная техника» МАИ
Заговорчев В.А., начальник научно-исследовательского отделения института № 6 «Аэрокосмический» МАИ
Захаров И.В., начальник научно-исследовательского отделения института № 7 «Робототехнические и интеллектуальные системы» МАИ
Зубанова С.Г., профессор кафедры И-11 «Иностранный язык для аэрокосмических специальностей» МАИ
Ионов А.В., заместитель директора интститута № 2 «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки» МАИ
Кирдяшкин В.В., директор института № 4 «Радиоэлектроника, инфокоммуникации и информационная безопасность» МАИ
Кириллин А.В., старший преподаватель кафедры «Технология испытаний и эксплуатации» МАИ
Крылов С.С., директор института № 8 «Информационные технологии и прикладная математика» МАИ
Сёмина А.П., ассистент кафедры 512 «Управление персоналом» МАИ

Уважаемые коллеги!

Приветствую вас в числе участников 18-й Международной конференции «Авиация и космонавтика». Я очень рад встречать вас здесь, в стенах Московского авиационного института, накануне 90-летия нашего университета. Конференция «Авиация и космонавтика» давно стала традиционным и крайне важным событием в календаре специалистов авиационно-космической отрасли.

Мировое сообщество уделяет самое серьёзное внимание развитию авиационной, космической и смежных с ними высокотехнологичных отраслей. За последний век авиационная и космическая наука и промышленность дали миру множество открытий, новых идей и инновационных технологий. Перед нами и нашими коллегами стоят амбициозные и интереснейшие задачи, над решением которых мы уже работаем, и я рад, что сегодня мы имеем возможность обсудить наши наработки и достижения и продолжать двигаться вперёд.

Конференция «Авиация и космонавтика» – авторитетная площадка именно благодаря её участникам: высококвалифицированным специалистам, заслуженным учёным, молодым новаторам, талантливым лидерам – знающим и неравнодушным профессионалам, формирующим лицо нашей отрасли, нашей страны, её будущее. Именно здесь научные дискуссии дают старт стремительному развитию и росту авиационно-космической науки и индустрии.

Я уверен, что плоды нашей совместной работы будут способствовать эффективному решению задач, стоящих перед мировым научным сообществом, развитию высокотехнологичного производства, а также развитию и укреплению международных научных проектов и связей. Желаю всем участникам и гостям конференции активной и плодотворной работы, внедрения новых идей и решений!

Председатель Оргкомитета,
проректор МАИ по научной работе,
Ю.А. Равикович

Оглавление

1. АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 9

2. АВИАЦИОННЫЕ, РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ 37

3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ИНФОРМАТИКА И ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИКА 79

4. ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ АВИАЦИОННЫХ, РАКЕТНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ 116

5. РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ 129

6. РОБОТОТЕХНИКА, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И АВИАЦИОННОЕ ВООРУЖЕНИЕ 156

7. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ НАУКЕ И ТЕХНИКЕ 178

8. НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ОБЛАСТИ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 216

9. ЭКОНОМИКА И МЕНЕДЖМЕНТ ПРЕДПРИЯТИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА 256

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ 316

ПАО «Туполев»

О компании

ПАО «Туполев» – ведущее российское предприятие в области проектирования, производства и послепродажного сопровождения ракетоносцев-бомбардировщиков и самолетов специального назначения. Является головным предприятием дивизиона стратегической и дальней авиации Объединенной авиастроительной корпорации (ПАО «ОАК»).

Филиалы:

Казань, Ульяновск, Самара, Жуковский, Санкт-Петербург, Таганрог, Рязань (в управлении), Ахтубинск

Сотрудники: более 12 000 человек

Наша миссия

Разработка, производство и послепродажное обслуживание авиационной техники военного, специального и гражданского назначения с приоритетом потребностей государственных заказчиков, достижение лидирующих позиций в авиастроении.

Наши ценности

Традиции. Мы помним богатую историю нашего предприятия и гордимся ей. КБ Туполева была создана уникальная конструкторская школа, накоплен колоссальный научный, инженерный, производственный опыт. Наша общая задача – быть достойными преемниками этого наследия.

Уважение. Мы уважаем права и свободы друг друга, ценим профессиональный опыт коллег, с уважением относимся к различным мнениям и позициям.

Профессионализм. Каждый из нас стремится развивать свои знания и умения, совершенствовать методы и подходы к работе, качественно выполнять поставленные задачи. Только личный рост каждого из нас позволит эффективно развивать предприятие в целом.

Ответственность. Мы соблюдаем общепризнанные принципы, нормы законодательства РФ и локально-нормативных актов ПАО «Туполев». Каждый из нас несет ответственность перед коллегами, компанией за результаты и качество выполненной работы, а также за допущенные ошибки.

Лидерство. Мы берем на себя ответственность за принятие решений и результат, проявляем и поощряем инициативу. Руководители всех уровней стремятся быть примером для своих подчиненных.

Единство. У нас сплоченный, дружный коллектив, в котором поддерживается атмосфера доверия и порядочности.

Верность. Мы преданы нашему общему делу и верим в то, чему посвятили свою профессиональную жизнь.

Сокращая расстояния-
обеспечиваем безопасность!

ТУПОЛЕВ

1. Авиационные системы

Интеграция обратной динамики с эталонной моделью и её использование для улучшения пилотажных свойств вертолёта

Mbikayi Zoe, Ефремов А.В., Ефремов Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Предложенный в работе алгоритм системы управления, основанный на принципе обратной динамики, требует устойчивости ЛА. С учётом того, что ЛА имеет много фазовых координат и управляющих воздействий, устойчивость обеспечивалась матрицей коэффициентов усиления по всем выходным координатам. Значения коэффициентов были получены с использованием метода размещения полюсов.

Далее в работе получена обратная динамика системы с замкнутым контуром. При этом система, представленная в форме пространства состояний, была взята в форме квадратной матрицы, для того чтобы число входов было равно количеству выходов, что позволило предотвратить математическую сингулярность. В качестве выходных сигналов были выбраны угловые скорости тангажа, крена, рыскания и вертикальная скорость. Затем система была преобразована в матрицу передаточных функций, которой была найдена обратная матрица, перед тем как преобразовать решения обратно в пространство состояний.

Динамика привода моделировалась с помощью фильтра первого порядка. А математическая модель эквивалентного запаздывания была аппроксимирована системой третьего порядка. Поскольку порядки числителей обратной динамики были больше, чем порядки знаменателей, был добавлен фильтр высоких частот пятого порядка для обеспечения реализации данного алгоритма.

Частота фильтра выбрана с учетом требований практического отсутствия его влияния на динамику системы, а также ограничений на скорость отклонения привода.

Поскольку обратная динамика не позволяет подавить турбулентность и ослабить влияние неточного знания аэродинамики, предложено добавить в закон управления эталонную и обратную ей модель.

Математическое моделирование системы летчик–ЛА, выполненное с использованием структурной модели летчика, продемонстрировало эффективность предложенного решения в повышении точности отслеживания и в ослаблении влияния неточного знания аэродинамики.

Экспериментальные исследования эффективности предлагаемого регулятора проводились на одном из пилотажных стендов МАИ. Здесь оператор выполнял задачу точного отслеживания угла тангажа. Результаты показали, что разработанный алгоритм позволяет уменьшить дисперсию ошибки слежения до 50% по сравнению со случаем, когда для улучшения пилотажных характеристик используются только обратные связи. Кроме того, он полностью подавляет эффект турбулентности и ослабляет влияние неточного знания аэродинамики.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект №9.7170.2017/8.9).

Определение массо-энергетических характеристик электрогидростатического рулевого привода самолёта на ранних стадиях проектирования системы дистанционного управления

Акименко В.Р., Трофимов А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время перспективным направлением развития силовой части системы дистанционного управления является повышение уровня электрификации. Особенно актуален вопрос о типе рулевого привода при выборе оптимальной архитектуры системы дистанционного управления в рамках концепции «более электрического» самолета на ранних стадиях проектирования системы дистанционного управления.

Целью данной работы является определение массо-энергетических характеристик электрогидростатического рулевого привода самолета на ранних стадиях проектирования системы и сравнение полученных данных с массо-энергетическими характеристиками других типов приводов. Эти характеристики позволяют оптимизировать облик системы дистанционного управления, выбрав наиболее подходящий тип рулевого привода самолета.

Разработана методика определения массо-энергетических характеристик электрогидростатических рулевых приводов, включающая в себя сбор статистических данных по приводам различных типов летательных аппаратов, представленных разработчиками приводов, расчет массы основных частей электрогидростатических приводов, обработку полученных данных, вывод математической зависимости массы электрогидростатических рулевых приводов самолета от его мощности.

Данная методика может быть применена на ранних стадиях проектирования системы дистанционного управления, при выборе типа рулевого привода самолета и оптимизации архитектуры системы дистанционного управления в рамках концепции «более электрического» самолета. Окончательный выбор типа рулевых приводов можно сделать после комплексного анализа различных типов рулевых приводов, гидравлической системы и системы электроснабжения.

К вопросу выбора критерия эффективности комплексной системы тепловой защиты гиперзвукового многоразового самолёта

Аронов Д.И., Клягин В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Активное развитие гиперзвуковых технологий делает реальным создание в ближайшие два десятилетия многоразовых гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Их разработка потребует решения проблемы теплового нагружения в комплексной постановке. Это означает, что на борту ГЛА должна быть размещена специальная комплексная система тепловой защиты, представляющая собой сочетание пассивных теплозащитных экранов, контуров активного охлаждения (в том числе с использованием хладоресурса топлива) термоэлектрогенерирующих устройств и других возможных перспективных способов уменьшения тепловых нагрузок на ГЛА.

Выбор рационального состава и технических параметров комплексной системы тепловой защиты (КСТЗ) ГЛА связан с принятием компромиссных решений, влияющих на эффективность как самой системы теплозащиты, так и самолета в целом. Соответственно, необходимо выбрать критерии, по которым будет определяться эффективность и приниматься решение относительно облика данной системы. При наличии нескольких показателей эффективности должна быть решена многокритериальная оптимизационная задача формирования облика КСТЗ.

Поскольку система теплозащиты оптимизируется в составе самолета, критерии имеют следующие особенности:

- Критерии условно делятся на частные, определяющие эффективность выбранных элементов системы, и общие, которые связаны с проектными параметрами ГЛА.
- Частные показатели характеризуют «транспортные» возможности элементов КСТЗ по переносу тепла от нагретых участков, их «экранные» свойства по защите от прямого нагрева, а также удельные массовые характеристики.
- Общие критерии связаны с техническим обликом ГЛА и определяют эффективность его конструктивно-компоновочной схемы и полноту выполнения самолетом требований ТЗ.
- Обе категории критериев проходят процедуру многокритериальной оптимизации на различных этапах разработки КСТЗ.

На основе описанных предположений может быть сформирован аддитивный критерий из двух слагаемых, где:

- первое слагаемое представляет собой свертку частных критериев эффективности элементов КСТЗ;
- второе слагаемое учитывает общие критерии, например, массу КСТЗ и ГЛА.

Для расчета критериев эффективности будут использоваться аналитические модели, представляющие собой, в основном, линейные уравнения.

Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик вариативных моделей винтокрылых летательных аппаратов, изготовленных с использованием аддитивных технологий

Артамонов Б.Л., Завалов О.А., Кузнецов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Описана технология проектирования и изготовления вариативных продувочных моделей корпусов винтокрылых летательных аппаратов вертикального взлета и посадки, предназначенных для определения экспериментальным путем их аэродинамических характеристик и оптимальной аэродинамической конфигурации путем изменения формы элементов конструкции. Продувочные модели проектируются на основе виртуальной модели поверхности летательного аппарата, выполненной в системе трехмерного геометрического моделирования, и изготавливаются с использованием различных технологий 3D-прототипирования на оборудовании с числовым программным управлением, включая аддитивные технологии.

В качестве примера рассматриваются продувочные модели вертолетов Ми-171А2, Ми-171 А3, а также конвертоплана Project Zero, разработанного компанией Leonardo (Agusta Westland).

Экспериментальные исследования моделей выполнены в аэродинамической трубе Т1-МАИ в диапазоне углов атаки от -30º до 30º и углов скольжения от -180º до 180º. Приводятся сравнительные аэродинамические характеристики моделей в различных конфигурациях, и дается оценка влияния вариативных элементов конструкции на силы и моменты, возникающие на корпусе летательного аппарата на различных режимах полета.

Показано, что компьютерные технологии 3D-проектирования позволяют существенно ускорить процесс создания вариативных продувочных моделей винтокрылых летательных аппаратов различных схем. Методы аддитивных технологий 3D-печати позволяют перейти к новому типу конструкций продувочных моделей, обеспечивающих требуемую точность воспроизведения обводов поверхности, необходимую прочность и жесткость моделей.

Методика определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования

Арувелли С.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Планирующие парашютные системы широко используются в настоящее время в высокоточных авиационных системах доставки грузов. Возможность планирующего полёта и высокие манёвренные характеристики являются преимуществами парашютов такого типа по сравнению с другими для целей точной доставки грузов. Однако конструкция парашюта в форме крыла, наряду с большим количеством конструктивных параметров, использующихся в качестве переменных в процессе определения рационального облика системы, делает процедуру проектирования парашютных систем такого типа затруднительной. В случаях, когда требуются высокие тактико-технические характеристики и минимальная стоимость изделий, проблематика оптимизации системы выходит на первый план.

Разработана методика определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования, учитывающая наиболее важные аспекты проектирования и позволяющая оптимизировать конфигурацию системы через многокритериальную постановку задачи оптимизации, чтобы найти оптимальное соотношение стоимости системы и необходимой дистанции планирования. Конфигурация системы задаётся минимально необходимым количеством параметров, а пространство решений ограничивается необходимыми лётно-техническими характеристиками и параметрами устойчивости, как наиболее важными проектными требованиями. В качестве целевых функций заданы аэродинамическое качество и стоимость материалов для

изготовления парашютной системы, что позволяет оценить максимально возможную дистанцию планирования и стоимость единицы техники соответственно. В качестве метода оптимизации используется многокритериальный генетический алгоритм, который позволяет сгенерировать парето-оптимальное множество решений для заданной массы полезной нагрузки. Множество ограничений обрабатывается с помощью метода турнирной селекции. Полученный парето-фронт облегчает разработчикам задачу принятия решений и нахождения компромиссов между заданными критериями оптимальности для требуемых тактико-технических характеристик и ограничений. Задача определения облика системы решается методом «всё сразу» (all-at-once (AAO)), цикл оптимизации сходится к требуемому решению за разумное расчётное время.

Геометрическое формообразование носовой части самолета в условиях проектных неопределённостей

Барабанов А.В., Серебрянский С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Любой новый перспективный авиационный комплекс создается в условиях проектных неопределенностей, которые связаны, в первую очередь, с новыми свойствами, придаваемыми летательному аппарату. Тенденции развития современной военной авиации диктуют необходимость роста предельных скоростей полета, снижения уровня РЛ-заметности, и как следствие, повышения эффективности РЛ-комплекса обнаружения и наведения авиационных средств поражения.

Одним из первых этапов внутреннего проектирования самолета является увязка и формообразование носовой части фюзеляжа (НЧФ), которая в существенной степени определяет скоростные характеристики самолета и характеристики радиолокационной станции, которая, как правило, на самолетах устанавливается в носовой части фюзеляжа. Данный элемент также вносит существенный вклад в радиолокационную заметность самолета в переднюю полусферу, определяя тем самым уровень основных характеристик самолетов нового поколения. Для обеспечения работоспособности БРЛС носовая часть представляет собой радиопрозрачный обтекатель (РПО).

Граничными условиями при формообразовании НЧФ самолета являются апертура антенны БРЛС и угол ее установки на борту, потребная конфигурация стенки обтекателя, толщина стенки обтекателя, требования к демонтажу РПО, технологические ограничения и наличие кабины пилота (обеспечение обзора из кабины).

Основными геометрическими параметрами при формообразовании РПО являются удлинение РПО, дискриминант кривой-образующей, и угол наклона касательной к кривой-образующей. Выбор данных параметров определит форму продольного сечения РПО. При этом поперечное сечение может быть выполнено как в форме тела вращения, производного от продольного сечения, так и иметь сложную форму (если невозможно сопряжение с фюзеляжем тела вращения), во втором случае поверхность строится уже по сетке кривых поперечных и продольных сечений.

Основной проблемой при выборе геометрических параметров является поиск рациональных значений параметров, при которых достигается требуемый уровень аэродинамических и радиотехнических характеристик. В настоящий момент отсутствует научно-технический задел в части решения комплексной задачи проектирования РПО с точки зрения совокупности законов аэродинамики, радиотехники и радиолокации. В связи с этим формообразование НЧФ самолета носит итерационный характер, и параметры выступают в роли переменных параметризации. Решение данной задачи позволит существенно сократить цикл увязки НЧФ самолета.

Совершенствование систем кондиционирования воздуха ближне- и среднемагистральных самолетов

Бирлов И.А., Скиданов С.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Традиционным источником воздуха для системы кондиционирования воздуха самолета является компрессор двигателя. Воздух, отобранный от компрессора маршевого двигателя, характеризуется высокими температурой и давлением. Для дальнейшего использования горячего воздуха требуется его предварительное охлаждение до температуры, обеспечивающей сохранность окружающего оборудования в отсеках с трубами отбора воздуха от двигателя. Предварительное охлаждение происходит в теплообменном аппарате, который преимущественно располагается в мотогондоле двигателя или в пилоне над двигателем. Такое расположение накладывает существенные ограничения по массовым и габаритным параметрам агрегата, из-за необходимости сохранения аэродинамических обводов и обеспечения интеграции окружающих систем.

Расчет теплообменного аппарата выполняется с использованием математической модели, что позволяет обработать значительные объемы исходных данных, которыми являются параметры работы двигателя во всем диапазоне эксплуатации. Диапазон эксплуатации представляет собой допустимую область полетов, представленную в координатных осях «температура наружного воздуха – высота полета».

Математическая модель позволяет обработать множество вариантов конструкции теплообменного аппарата для каждого возможного положения самолета в полете. Множество вариантов конструкции определяется количеством и значениями геометрических и конструктивных параметров теплообменного аппарата и должно отвечать существующим ограничениям и технологическим возможностям потенциального производителя.

Расчет теплообменного аппарата на основании допустимой области полета самолета позволяет полностью определить ограничения работы системы кондиционирования воздуха на этапе проектирования и при возможности уменьшить их.

Моделирование нестационарного обтекания аэродинамического профиля лопасти на режиме косой обдувки несущего винта методом URANS

Бунтов М.Ю., Макеев П.В., Константинов С.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

В распространенных при решении задач аэродинамики несущего винта (НВ) вертолета вихревых моделях обычно используются аэродинамические характеристики профилей, полученные на основе стационарных продувок моделей крыла в аэродинамических трубах при различных заданных числах M, Re и углах атаки. На режимах висения и при небольших относительных скоростях горизонтального полета $\mu=V/\omega R<0{,}25$ стационарные характеристики профилей обеспечивают достаточную точность при расчете аэродинамических характеристик винта. Однако с увеличением скорости полета асимметрия обтекания сечений лопасти по азимуту винта значительно возрастает. Наблюдаются явления динамического отрыва и аэродинамического гистерезиса нагрузок и момента в сечениях лопасти. Появляются эффекты затягивания отрыва потока на профиле. Поэтому для достоверного расчета здесь необходим учет нестационарных характеристик профилей, отражающих указанные явления. В данной работе приводятся результаты расчета профиля NACA-0012 в плоской постановке на базе метода CFD (computational fluid dynamics) в пакете Ansys Fluent с учетом особенностей его работы на НВ вертолета. Моделируются законы изменения по времени скорости набегающего потока и угла атаки, полученные на основе расчета НВ на базе нелинейной вихревой модели. С использованием данного подхода могут быть определены нестационарные аэродинамические характеристики. В дальнейшем они могут быть введены в расчёт аэродинамических характеристик НВ в составе нелинейной вихревой модели при обтекании с большими скоростями ($\mu\geq0{,}25$).

Аналитический обзор методов расчёта и экспериментальных исследований устойчивости конструктивно-анизотропных панелей ЛА

Гавва Л.М., Фирсанов В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Решение новой задачи проектирования – проектирования под заданную стоимость – возможно при объединении моделей высокой точности с современными компьютерными технологиями и при снижении объёма экспериментальных программ. Перспективное направление исследований – проектирование композитных конструкций с учётом технологии изготовления, когда технологический процесс принимается во внимание на этапе разработки изделия. Проанализированы различные подходы к исследованию устойчивости конструктивно-анизотропных панелей из композиционных материалов, рассмотренные в работах представителей ведущих зарубежных и отечественных научных школ за период с 2000 г. по настоящее время.

Представляют интерес классификация и анализ основных направлений развития теории устойчивости конструктивно-анизотропных композитных панелей, наиболее разработанных моделей и уравнений. Рассмотрены постановка задач устойчивости, постановка задач устойчивости при термосиловом воздействии, постановка задач устойчивости с учётом технологии изготовления. Дана классификация математических моделей, аналитических методов расчёта, численных методов расчёта, результатов экспериментальных исследований.

Рассматриваются задачи устойчивости для плоской прямоугольной многослойной панели из полимерных композиционных материалов, обшивка которой эксцентрично подкреплена продольно-поперечным набором, и для плоской прямоугольной гладкой панели, обладающей анизотропией вследствие несимметрии свойств структуры пакета по толщине. Панель находится в температурном поле под действием погонной сжимающей и сдвигающей нагрузки, приложенной к кромкам в плоскости обшивки. Условия закрепления граничных кромок произвольны.

Целью данной работы являются постановка задачи устойчивости и разработка аналитических подходов к её решению с учётом неравномерности докритического напряжённого состояния и технологии изготовления панелей в рамках разрешающего дифференциального уравнения восьмого порядка. Разрешающее уравнение восьмого порядка построено с уточнением модели при закручивании подкрепляющего элемента, находящегося в условиях одностороннего контакта с обшивкой. Постановка задачи устойчивости и предлагаемые подходы к её решению являются новыми разработками и представляют интерес с точки зрения практики проектирования панелей из современных композиционных материалов для перспективных изделий авиационной техники.

Определение массо-энергетических характеристик электромеханического рулевого привода самолёта на ранних стадиях проектирования системы дистанционного управления

Гамбург П.А., Трофимов А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Современная авиация постепенно переходит к концепции «более электрического» самолета. Данная концепция предполагает замену гидравлических, пневматических и других агрегатов электрическими для уменьшения массы самолета.

Настоящее исследование посвящено определению массо-энергетических характеристик электромеханического рулевого привода самолета. Получив возможность использовать подобную характеристику на ранних стадиях проектирования системы дистанционного управления перспективных неманевренных самолетов, разработчик может предсказывать массо-энергетические характеристики разрабатываемой им системы. В данной работе рассматриваются пути оптимизации процесса разработки.

Произведен расчет электромеханического привода, результаты которого показывают массовые характеристики каждого элемента, входящего в состав привода.

Была выявлена математическая зависимость между массой электромеханических приводов и их энергетическими характеристиками. Основой для определения зависимости послужила статистическая информация, найденная в открытых источниках. Данные собирались с 2008 г. На основе анализа полученной информации была составлена необходимая для исследования математическая зависимость.

После произведенного расчета, появляется возможность наложить на массо-энергетическую характеристику полученные данные и убедиться в работоспособности и актуальности выявленной зависимости.

Сравнивая результаты расчета с выявленной характеристикой, можно сделать вывод, что сходимость достаточно велика, чтобы заменить расчет простым графиком. Это позволит оптимизировать процесс проектирования системы дистанционного управления.

Анализ целесообразности применения роторов Савониуса на ветроустановках в качестве основного и дополнительного движителя

Глазков В.С., Игнаткин Ю.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Проведен анализ применимости ротора Савониуса в качестве основного и дополнительного движителя ветроустановок. Рассмотрены ключевые достоинства и недостатки ротора Савониуса по сравнению с ветряками других типов. Проведены численные исследования аэродинамических характеристик ротора Савониуса. Изучено влияние удлинения ротора на коэффициент мощности. Проведены численные эксперименты, и рассмотрена целесообразность установки торцевых шайб на аэродинамические характеристики ротора Савониуса.

Численным методом выполнен оценочный расчет ветряка с ротором Савониуса для запитывания потребителей суммарной мощностью 3 кВт. Получены эксплуатационные характеристики ротора: диаметр, высота, рабочий диапазон оборотов, развиваемых ветроколесом. Получены кривые мощности и момента, необходимые для подбора трансмиссии и генератора электрического тока.

Рассмотрена возможность объединения одиночных ветроустановок с ротором Савониуса в единую сеть. Проведены численные эксперименты по оценке влияния интерференции при близком расположении роторов ветроустановок. Определены оптимальные расстояния между ветряками, при которых взаимное влияние не сказывается на мощностных показателях.

На основе данных, полученных из численных экспериментов, проведенных для пар роторов, расположенных с различным продольным и поперечным разнесением, предложена приближенная методика расчета суммарной вырабатываемой мощности ветропарка, состоящего из двух и более ветроустановок, учитывающая влияние интерференции. Проведен оценочный расчет необходимой площади под строительство ветропарка, способного обеспечить электроэнергией суммарной мощностью 11-13 кВт объекты инфраструктуры гражданского и военного назначения, включая аэродромные навигационные системы.

Разработка комбинированной модели оценки эффективности и выбора способов применения вооружения «воздух – поверхность» в задаче обеспечения выживаемости авиационных комплексов

Горлов В.М., Степанский М.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Развитие системы ПВО противника определяет в качестве ответной меры совершенствование бортовых средств противодействия АК и способов их применения. Особенностью математического моделирования задач противодействия средствам ПВО противника является многофакторный характер процессов обеспечения выживаемости. Комплексный характер задачи обусловлен многообразием бортовых средств противодействия, ограниченностью ресурсов и взаимосвязью эффективности оборонительных мероприятий с тактикой действий сторон. В результате, обоснованные тактико-технические решения могут быть получены в ходе детального анализа технических

аспектов задачи при учёте конфликтного характера процесса выбора способов действий сторон.

Гарантированный уровень выживаемости АК в системе ПВО может быть обеспечен комплексным применением средств противодействия различного вида. Тем не менее, ввиду обширности проблемы, в работе рассматривается задача организации обороны с применением вооружения класса «воздух – поверхность».

Для выполнения жёстких и противоречивых требований к исследовательскому аппарату в работе представлена комбинированная математическая модель прорыва зоны действия ЗРК противника.

Данная модель включает выполненные в виде взаимосвязанных блоков имитационную модель функционирования АК на этапе прорыва системы ПВО и модель формирования рациональных стратегий сторон.

Имитационная модель обеспечивает детальный учёт ключевых факторов эффективности: ТТХ оружия и информационных средств в составе комплекса бортового оборудования АК. Двухсторонняя конфликтная ситуация формализована в виде антагонистической игровой задачи. В качестве стратегий сторон рассматривались, с одной стороны, состав бортовых средств противодействия и режим полёта самолётов тактической группы, а с другой – состав противостоящих средств ПВО. Комплексирование имитационной и игровой составляющих обеспечивает применение регулярных методов оптимизации при выборе способов действий сторон с учётом детального описания ключевых процессов функционирования средств сторон. На разработанном модельном аппарате выполнены исследования вариантов организации обороны. Определены требования к бортовым огневым средствам обороны. Сформированы рациональные способы действия сторон в зависимости от условий применения.

Представленный модельно-методический аппарат может найти применение в задачах оценки эффективности альтернативных технических решений и формирования рациональных тактических решений для применения огневых средств обороны.

Функциональное моделирование установки охлаждения воздуха пассажирского самолёта

Гусаркин С.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Установка охлаждения воздуха современного пассажирского самолета является достаточно сложным набором агрегатов, работу которых обеспечивает не менее сложная система управления. Рабочие функции установки заключаются в охлаждении поступающего из системы отбора воздуха и отборе от него лишней влаги.

Большинство современных самолетов, таких, как CS300, RRJ-95, A320, MC-21, B737, имеют структурно одинаковую конструкцию установки: первичное охлаждение с помощью теплообменника, трёхколесный турбокомпрессор и петлевая система удаления влаги.

Эта схема хорошо зарекомендовала себя у авиастроителей как простая, дешевая и достаточно надежная, но в то же время, несмотря на опыт разработки таких установок, инженеры сталкиваются с проблемами, касающихся тонкой настройки работы как отдельных агрегатов, так и всей установки в целом. Это вполне закономерное явление, так как схема почти не меняется уже несколько десятилетий и запас модернизации становится все меньше. В то же время требуется делать установку более эффективной, чем прошлые изделия. В таких условиях разработчики стараются искать новые способы комплексирования агрегатов в установке, подбирая такие режимы их работы, при которых обеспечивается максимальная эффективность охлаждения и удаления влаги. Это ведет к увеличению проектно-конструкторских работ и требует, в свою очередь, увеличения производительности труда. Решением данной проблемы может стать математическое моделирование на ранних этапах разработки.

Была разработана математическая функциональная модель типовой установки охлаждения воздуха с помощью программного комплекса Simcenter Amesim. В модели рассматривается

работа первичного и вторичного теплообменников, турбокомпрессора, подогревателя, конденсатора, влагоотделителя и арматуры системы управления установкой. Моделирование агрегатов и трубопроводов проводилось с помощью стандартных компонентов соответствующих библиотек Simcenter Amesim.

Для оценки достоверности модели на ней были произведены симуляции некоторых режимов работы установки с целью определения давления и температуры рабочего воздуха, а также содержания в нём влаги, в ключевых точках схемы. Эти значения сравнивались с посчитанными с помощью классических методов результатами расчета. Была также исследована взаимная работа системы управления и установки, проведена оценка достаточности управляющих возможностей агрегатов управления.

Исследование эффективности применения БЛА воздушного старта в интересах повышения выживаемости авиационных комплексов

Жеребин А.М., Шалкаускас А.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Совершенствование средств ПВО ставит задачу защиты авиационных комплексов (АК). Одним из перспективных направлений обеспечения выживаемости пилотируемых АК является применение БЛА, в том числе БЛА воздушного базирования, характеризующихся относительно низкой стоимостью производства и тактической гибкостью применения.

В настоящее время развитие технологий привело к переосмыслению концепций применения беспилотных комплексов. В этой связи актуальной является задача определения роли и места БЛА воздушного базирования в системе авиационного вооружения существующих и перспективных АК, а также развития способов и тактических приёмов их использования. Задача решается на основе модельно-методического аппарата внешнего проектирования и оценки эффективности АК.

Повышение выживаемости пилотируемых АК в условиях рисков их высоких потерь может быть достигнуто применением БЛА различного функционального назначения. В любом случае целевой задачей БЛА является информационное и огневое противодействие средствам ПВО противника. Функция воздушного старта обеспечивает оперативное применение БЛА в зависимости от тактической ситуации, в том числе в удалённых районах решения задач по назначению.

В работе рассматриваются БЛА воздушного старта в целевом оснащении АЛЦ и постановщика помех. Моделируются основные факторы, определяющие эффективность применения каждого варианта БЛА в составе смешанной тактической группы пилотируемых и беспилотных комплексов.

Вклад БЛА – АЛЦ в повышение выживаемости тактической группы АК заключается в создании сложной многоцелевой воздушной обстановки, и следствием чего должно считать нерациональное использование противником активных средств ПВО.

БЛА – постановщик помех обеспечивает повышение выживаемости АК путём создания информационной неопределённости о количественно-качественном составе налёта за счет организации сложной помехово-сигнальной обстановки.

Разработанная математическая модель включает взаимосвязанные блоки моделирования рассмотренных вариантов использования БЛА воздушного базирования и модель проведения сравнительной оценки эффективности применения БЛА в зависимости от условий применения, в том числе от состава тактических групп АК и интенсивности противодействия средств ПВО противника.

На основании исследований проведена оценка вклада различных типов БЛА воздушного базирования в обеспечение выживаемости АК при преодолении зоны ответственности системы ПВО противника, определены рациональные условия применения БЛА в составе бортового вооружения АК.

Напряжённое состояние «пограничный слой» в круглой пластине переменной толщины по уточненной теории

Зоан Х.К., Фирсанов В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время инженерные расчёты пластин и оболочек в машиностроении, в том числе в авиационной и ракетно-космической отрасли, базируются на результатах классической теории оболочек типа Кирхгофа – Лява. Широкое применение в современной технике тонкостенных элементов конструкций вызывает необходимость разработки надёжных и эффективных методов их расчёта. В связи с этим разработка уточненных теорий при исследовании напряжённо-деформированного состояния (НДС) пластин и оболочек представляет актуальную проблему.

В данной работе, перемещения аппроксимируются полиномами по нормальной к срединной поверхности координате на две степени выше относительно классической теории типа Кирхгофа – Лява. Математическая модель краевой задачи НДС круглой пластины переменной толщины разработана на основании трёхмерных уравнений теории упругости и вариационного принципа Лагранжа. Сформулирована краевая задача, которая решается с применением тригонометрических рядов по окружной координате. В результате получаем одиннадцать обыкновенных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. Решение осуществляется методами конечных разностей и матричной прогонки. В результате получены перемещения в узлах сетки, для аппроксимации которых используются сплайны. Деформации и тангенциальные напряжения пластины находятся с помощью геометрических соотношений и соотношений закона Гука.

Приводится пример расчёта для определения НДС круглой пластины под действием локальной нагрузки. Сравниваются результаты, полученные по уточнённой теории, с данными классической теории. Установлено, что в зоне искажения напряжённого состояния нормальные тангенциальные напряжения существенно уточняются. Дополнительные по отношению к классической теории поперечные нормальные напряжения имеют тот же порядок, что и максимальные значения основного изгибного напряжения. Результаты уточнённой теории могут быть использованы при анализе прочности и долговечности на этапах проектировании авиационных и ракетных конструкций.

Оптимизация конструкции теплообменного аппарата с применением методов математического моделирования под технологию селективного лазерного спекания металлического порошка

Зязева Т.Ю., Ламтюгина А.В., Смагин Д.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Из результатов расчета первого теплообменного аппарата видно, что поток воздуха проходит прямолинейно, ввиду чего в процессе теплообмена задействовано наименьшее количество каналов теплообмена.

По результатам расчетной оценки проходного сечения входного патрубка второго (спроектированного) теплообменного аппарата наблюдается наиболее плавное распределение потока по теплообменным каналам по сравнению с конструктивным вариантом 1 входного патрубка, спроектированным под традиционные методы изготовления.

Проанализированная трехмерная модель подлежит дальнейшей цифровой обработке для виртуального разделения на тонкие слои с толщиной, соответствующей толщине слоев, наносимых печатным устройством. Порошковый материал подается в рабочую камеру в количествах, необходимых для нанесения одного слоя. Специальный валик выравнивает поданный материал в ровный слой и удаляет излишний материал из камеры, после чего лазерная головка спекает частицы свежего порошка между собой и с предыдущим слоем согласно контурам, определенным цифровой моделью. После завершения вычерчивания слоя процесс повторяется: валик подает свежий материал, и лазер начинает спекать следующий слой. Привлекательной особенностью этой технологии является очень высокое разрешение печати, что позволяет уменьшить сроки изготовления корпуса и сократить трудозатраты.

Использование методов математического моделирования при проектировании позволяет быстро оптимизировать конструкцию, сократив расходы на дополнительные испытания и оснастку. Последующее изготовление методом селективного лазерного спекания (применение аддитивных технологий) позволяет выполнять комплексную геометрию целиком, а не из составных частей, что благоприятно влияет на физические характеристики, в частности массу, и на надежность агрегата.

По результатам анализа стоит отметить, что второй вариант конструкции, спроектированный под аддитивные технологии, технологичнее. По предварительной расчётной оценке спрогнозирована интенсификация теплообмена.

Моделирование поведения пилотажного самолёта на предельных режимах при имитации ошибок пилотирования

Иед Каисс
МАИ, г. Москва, Россия

Пилотажные самолеты выполняют маневры на предельных режимах, особенно на авиашоу. С другой стороны, отсутствие чётких рекомендаций по допустимым значениям скорости и высоты для безопасного выполнения манёвра приводит к большому количеству опасных ситуаций во время демонстраций.

Была разработана математическая модель для исследования влияния ошибок пилота на изменение параметров траектории при выполнении манёвров в конце каждого манёвра на летательном аппарате. Уточнение требований к безопасности полётов разработаны с помощью математической модели шести степеней свободы, построенной на платформе Matlab/Simulink с использованием аэродинамических производных. Коэффициенты аэродинамики формируются по отношению к линейной скорости, углам атаки и скольжения, угловым скоростям, углам отклонения для каждой поверхности управления.

Ошибки пилота, исследуемые на математической модели Як-55М, включают не только темп и величину отклонения поверхности управления, но и такие ошибки, как задержка отклонение руля высоты до выхода из манёвра.

В процессе эксперимента исследовалось, как меняются параметры полёта при изменении величины и темпа отклонения руля высоты. Для определения безопасной высоты начала выполнения маневра необходимо было также определить вероятностные характеристики ошибок пилотирования.

Цель этого исследования – изучение влияния ошибки пилота на безопасность полёта при проведении манёвров. Результаты исследования описывают влияние ошибок пилота на изменение параметров траектории. Рассчитывалось изменение высоты, скорости полёта и вертикальной перегрузки при изменении темпа и величины отклонения рулевых поверхностей.

Математическая модель лётчика в задачах пилотирования с предвидением

Иргалеев И.Х., Ефремов А.В., Тяглик М.С., Тяглик А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Замена приборов на дисплеи и использование бортовых компьютеров во второй половине прошлого века побудили к проведению ряда исследований, направленных на поиск новых способов отображения информации, таких, как “туннель-в-небе”, позволяющих летчику оценить положение самолета в пространстве и развитие траектории его движения. Проектирование 3D-дисплея требует знания закономерностей поведения летчика и его математической модели в задачах преследования и предвидения. Ряд задач характеризуется таким управлением. К ним относятся вождение автомобиля, полет в ущелье, дозаправка в воздухе, отслеживание цели, летящей на фоне облаков или земли, и некоторые другие. Рассмотрено влияние динамики объекта управления, характеристик входного сигнала и времени предвидения на восприятие летчиком и использование им дополнительной информации. В частности, увеличение ширины спектра входного сигнала увеличивает

разницу в действиях пилота при преследовании или предвидении по сравнению с компенсаторным слежением.

Предложена процедура оптимизации параметров модели летчика на основе глобальной минимизации дисперсии ошибки слежения. Результаты математического моделирования (частотные характеристики летчика, дисперсии ошибки и управляющего сигнала) согласуются с результатами экспериментов на пилотажном стенде. Идентификация описывающей функции летчика, характеризующейся действиями летчика на сигнал ошибки и входной сигнал, требует использования двух входных сигналов, состоящих из наборов некоррелированных частот, и разработки процедуры экстраполяции результатов на общие частоты. Предложенная методика оптимизации прогнозного времени и закон формирования прогнозного угла были проверены в экспериментальных исследованиях. Сравнение их результатов показало хорошую сходимость.

Моделирование на пилотажном стенде задачи посадки с 3D-дисплеем, параметры которого были выбраны по предложенной методике, продемонстрировало уменьшении дисперсии ошибки и отклонения рычагов управления в 2 и 2,5 раза соответственно, увеличение фазового опережения, вводимого летчиком, на низких и средних частотах и увеличение полосы пропускания замкнутой системы самолет-летчик по сравнению с экспериментами с использованием директорных приборов, применяемых в практике.

Расчёт динамических напряжений в лопасти несущего винта вертолёта при действии ветра на стоянке

Каргаев М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Ветер – это наиболее важный погодный фактор, который следует учитывать при проектировании лопастей несущего винта вертолёта. Предельные уровни напряжений в лопастях достигаются при эксплуатационных значениях скоростей ветра. При этом применяемая на большинстве типов вертолётов швартовка не обеспечивает их сохранности. Предельная скорость ветра, по условию отсутствия взмаха лопасти над нижним упором горизонтального шарнира, для зашвартованной лопасти лишь немного выше, чем для незашвартованной.

Для грамотного выбора параметров проектируемых лопастей конструкторам необходимо иметь четкое представление о явлении ветрового нагружения, а также математическую модель, позволяющую с приемлемой точностью рассчитывать параметры напряженно-деформированного состояния лопасти.

Ранее задача динамики невращающейся лопасти, в линейной постановке, была рассмотрена А.И. Братухиной. Упомянутая работа имеет ряд недостатков: рассматриваются малые колебания (не учитываются геометрические и аэродинамические нелинейности); швартовка моделируется неподвижным правым концом лопасти. Такой подход является неоправданным для невращающейся лопасти, прогибы которой соизмеримы с её длиной, а швартовка не препятствует прогибам лопасти вниз и позволяет изгибаться вверх.

В настоящей работе получено нелинейное дифференциальное уравнение в частных производных, описывающее движение лопасти для общего случая сколь угодно больших перемещений. Для отыскания деформаций и внутренних усилий (изгибающих моментов и напряжений) применяется метод Б.Г. Галеркина. При таком подходе к задаче исходное уравнение в частных производных сводится к системе дифференциальных уравнений, которые оказываются связанными только через аэродинамические силы и силу натяжения швартовочного троса.

Для численного интегрирования системы дифференциальных уравнений использован неявный метод Ньюмарка, который обладает безусловной устойчивостью. На каждом шаге интегрирования применяются итерации, которые, помимо прочего, необходимы для учёта изменения аэродинамических сил и силы натяжения швартовочного троса за шаг интегрирования.

В соответствии с описанным выше методом проведён расчёт деформаций, изгибающих моментов и напряжений, действующих в зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта вертолета типа Ми-38 при действии порывов ветра на стоянке.

Подбор параметров аэродинамических профилей лёгкого самолёта с крылом коробчатой схемы

[1]Карпович Е.А., [2]Лисейцев Н.К.
[1]Корпорация «Иркут», [2]МАИ, г. Москва, Россия

В статье представлена схема уточнения параметров аэродинамических профилей самолета с крылом коробчатой схемы в рамках аэродинамической компоновки всего самолета.

Расчетными данными, полученными на предыдущих этапах работы, являются следующие:

• потребное соотношение подъемной силы крыльев (рассчитано с помощью модели устойчивости легкого самолета с крылом коробчатой схемы);

• потребное распределение подъемной силы по размахам крыльев (рассчитано с помощью аэродинамической модели самолета с крылом коробчатой схемы);

• соответствующая рассчитанным коэффициентам подъемной силы относительная кривизна профилей (рассчитана по теории тонкого профиля);

• закон распределения толщин по хорде профилей (полиномиальный закон, принятый для четырехзначных профилей NACA);

• углы скоса потока с крыльев при расчетном режиме обтекания (рассчитаны по формуле Л. Прандтля).

Для обеспечения потребных характеристик самолета на расчетном режиме дополнительно были определены следующие параметры:

• относительная толщина, положение точки максимальной толщины аэродинамических профилей;

• положение точки максимальной кривизны профилей;

• углы установки переднего и заднего крыла.

Критериями выбора стали обеспечение безопасного сваливания и статической устойчивости замкнутой системы из двух крыльев, что может быть достигнуто благодаря определенному соотношению характеристик переднего и заднего крыльев на расчетном режиме полета.

С помощью программы X-Foil было показано, что указанные требования можно удовлетворить, в частности, если выбрать для переднего крыла профиль NACA 3413, для заднего крыла NACA 4415 и обеспечить разницу в углах установки 0,5°.

Исследование влияния экологических требований на формирование облика перспективного административного самолета

Кипиченко Д.О.
Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

В ближайшие 10-15 лет не предвидится прорывов в фундаментальных науках, а также не предвидится технологических прорывов в области кибернетики, медицины, человеческая ментальность не изменится кардинально, и не получится полноценно и безопасно погружаться в виртуальный мир для моментальной связи людей на разных континентах для переговоров, вопрос с человеческой связью и переговорами группы лиц может быть решен лишь физическим перемещением людей. Эффективным способом ускорения процесса встречи для переговоров может быть увеличение скорости перемещения. Для создания новый сверхзвуковых аппаратов требуется решить проблему вредных экологических факторов.

Экологические вредные факторы в жизненном цикле изделия возникают при производстве ЛА, при эксплуатации ЛА и при хранении, захоронении или консервации после срока службы

Экологические неблагоприятные факторы при эксплуатации ЛА разделяют на внутренние и внешние.

К внутренним факторам мы отнесём такие, которые воздействуют при эксплуатации ЛА на сам летательный аппарат в целом, экипаж и полезную нагрузку – пассажиров, багаж и

возможные грузовые перевозки. К внешним факторам мы отнесём такие, которые воздействуют при эксплуатации ЛА на окружающую среду, людей, населяющих территорию под или рядом с маршрутами эксплуатации ЛА.

Одним из главных внешних негативных экологических факторов является шум на местности, в т.ч. «звуковой удар», вызванный крейсерским сверхзвуковым полетом на пути следования самолета.

В данном анализе обзорно представлены и систематизированы перечисленные выше проблемы, а также предложены возможные пути их решения.

Анализ различных схем пилона двигателя для крепления к крылу из полимерных композиционных материалов

Корольский В.В., Лупачев Д.К., Петров Р.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Крепление пилона двигателя к крылу является одной из важнейших деталей, обеспечивающей безопасность самолета как при обычном полете, так и при возникновении нештатных ситуаций. В свою очередь, при широком использовании композиционных материалов в строении современного самолета, в особенности крыла, следует учитывать технические свойства данных материалов при эксплуатации.

В данной работе анализируются различные схемы пилона двигателя для крепления к крылу из полимерных композиционных материалов, приводятся две схемы крепления – симметричная и асимметричная. Основная задача работы – расчет нагрузки, возникающей в крыле при разрушении креплений пилонов двигателя различных схем вследствие возникновения нештатной ситуации и выявление наиболее оптимальной схемы крепления, при которой нагрузка на крыло будет минимальной.

Вследствие того, что крыло состоит из композиционных материалов, при моделировании нагрузки учитываются особенности конструкции крыла из углепластика, а также различной укладки слоев углеволокна и свойства эпоксидного связующего. В свою очередь, пилон изготовлен из сплава титана, а крепление изготовлено из стали. При симуляции нагрузки в качестве критерия разрушения для конструкции из углеволокна используется критерий Хашина. В ходе данной работы для решения инженерных задач был использован программный пакет Abaqus/CAE.

В результате работы симметричная схема пилона двигателя для крепления к крылу из композиционных материалов показала преимущество перед схемой с асимметричным расположением креплений при аварийной посадке самолёта.

Метод расчёта траекторий мелких частиц в окрестности летательного аппарата

Кудрявцев Д.А., Никитченко Ю.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из основных проблем авиационной техники является проблема обеспечения безопасности полетов в сложных метеорологических условиях. Такие метеорологические условия возникают, например, при прохождении летательного аппарата (ЛА) через грозовой фронт. Наиболее часто ударам молнии подвергаются элементы, изготовленные из диэлектрических материалов: обтекатели антенн, элементы остекления и пр.

Осколки, образовавшиеся в результате удара молнии, представляют существенную опасность для других элементов конструкции ЛА. Даже относительно мелкие осколки, попавшие в воздухозаборник двигательной установки, могут привести к нарушению режима работы последней, вплоть до ее полной остановки.

Возникает задача оценки вероятности попадания мелких обломков в элементы конструкции ЛА. Основная сложностью решения этой задачи заключается в том, что размеры, форма, направления и энергии вылета обломков из зоны разрушения непредсказуемы. Для оценки вероятности попадания обломков в элементы конструкции ЛА необходимо провести расчет траекторий движения при различных сочетаниях параметров. Размер статистического ансамбля оказывается слишком велик для расчетов, проводимых традиционными методами.

Предлагаемый в данной работе метод расчета траектории обломка содержит следующие допущения:

• Малая частица не вносит возмущений в общее поле течения.

• Частица имеет сферическую форму (это допущение занижает возможную эффективную площадь поперечного сечения и, следовательно, аэродинамическую силу, действующую на обломок).

• Коэффициент лобового сопротивления частицы равен коэффициенту сопротивления пластины, установленной поперек потока (это допущение завышает аэродинамическую силу).

Алгоритм реализации метода:

1) рассчитывается поле течения в окрестности ЛА с использованием какого-либо CFD-пакета;
2) выбирается предварительный набор параметров частицы;
3) проводится интегрирование уравнения движения частицы в лагранжевой системе координат;
4) по результатам расчета корректируются параметров частицы с целью обеспечения ее попадания в выбранный элемент конструкции;
5) повторяется расчет по п. 3.

Предлагаемый метод позволяет получать статистические ансамбли данных, необходимые для оценки вероятности попадания обломков в элементы конструкции ЛА, без использования суперкомпьютеров. Метод, очевидно, предполагает только оценку возможности попадания мелких осколков в элементы конструкции.

Аэродинамические характеристики модели самолёта с замкнутым крылом на малых дозвуковых скоростях

Кузнецов А.В., Карпович Е.А., Сергеева Н.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из актуальных проблем в авиации является улучшение эксплуатационных характеристик летательных аппаратов. Например, при фиксированной массе самолета и скорости полета потребная масса топлива может быть уменьшена, в частности, за счет снижения индуктивного сопротивления.

Среди способов снижения индуктивного сопротивления можно указать следующие [1]: увеличение удлинения крыла, обеспечение формы крыла с эллиптическим распределением аэродинамической нагрузки и применение так называемых неплоских схем крыла.

Все неплоские схемы крыла позволяют в той или иной степени увеличить эффективное удлинение при заданном размахе и подъемной силе крыла. К таким схемам относят С-образные крылья, крылья с различными вариантами вертикальных законцовок, схему полиплан, замкнутые схемы крыла (кольцевое, сочлененное, коробчатое) [2].

Целями данной работы являются экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели самолета с замкнутым крылом, верификация программного комплекса FloEFD и сравнение полученных данных с результатами численного моделирования.

Объект исследования – модель модифицированного По-2, которая отличается от традиционного варианта конфигурацией горизонтальных несущих поверхностей, представляющих собой замкнутое крыло, совмещающее в себе функции крыльев и горизонтального оперения. В отличие от исходной конфигурации, расстояние между крыльями по оси самолета увеличилось, а вертикальный вынос переднего крыла относительно заднего уменьшился.

В результате экспериментальных исследований были получены основные аэродинамические характеристики модели с различными вариантами отклонения органов управления. Результаты численного моделирования в FloEFD показали удовлетворительную сходимость с экспериментом, что говорит о возможности применения данного программного комплекса для расчета характеристик самолетов.

Литература:

1. Lundry J.L. A numerical solution for the minimum induced drag, and the corresponding loading, of nonplanar wings / Prepared by the Mcdonnel Douglas Corporation, Long Beach, Calif. for Langley Research Center.: National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., 1968.

2. Kroo I. Drag due to lift: concepts for prediction and reduction. – Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Stanford, 2005. Электронный ресурс: https://www.annualreviews.org/doi/abs/10.1146/annurev.fluid.33.1.587.

Новые концепции гибридного электрического самолета с несущим крылом-фюзеляжем и дискообразных дирижаблей

[1]Куприков М.Ю., [1]Куприков Н.М., [1]Поняев Л.П., [2]Loos R.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]SolarXplorers SA, г. Ивердон-ле-Бен, Швейцария

Представлен цифровой комплексный критерий анализа общей оптимальной структуры большого гибридного электрического летательного аппарата и дирижабля для снижения массы, уровня звукового и шумового давления внутри и снаружи салона кабины, что сегодня очень актуально для программы ICAO & IATA Global High Tech Green Ecology. Приведен метод сравнения компоновки дальнемагистрального самолета (ДМС), исходя из реальных ресурсных условий инфраструктурных ограничений по максимальной эффективности в конфигурации терминалов современной авиатранспортной инфраструктуры и международного регулирования EuroControl & EASA/ENAC.

Метод предложен для синтеза новых инновационных решений для крупногабаритного гибридного пассажирского салона е-самолета и может быть применен к любым перспективным жесткоупругим дирижаблям. Приведено геометрическое представление концепции ДМС большой пассажировместимости или грузоподъемности с каплевидным корпусом по проекту МАИ с учетом нового фюзеляжа Flying-V Lift фирмы TU Delft R&D аэродинамической схеме «раздвоенный корпус – крыло». Данные по высотному е-самолету SOLARSTRATOS, успешно летающему в условиях экстремальных арктических низких температур, важны для длительного полета, как и для трансполярных более коротких рейсов, в дополнение к результатам авиакомпании «Трансаэро», что использовано для корректировки прогнозов и проектных рекомендаций.

При новой оптимальной геометрии ДМС с несущим фюзеляжем-крылом и дирижабельных транспортных средств по типу диска «Термоплан МАИ» с нанопленочным покрытием солнечных батарей для электросистем это инновационное предложение будет способствовать обеспечению безопасности е-авиатранспорта с солнечными батареями и уменьшению веса, уровня шума и выбросов СО. Преимущества цифровых е-самолетов, спроектированных по схеме летающего крыла, и дискообразных е-дирижаблей по сравнению с другими схемами возрастают с увеличением габаритов и оптимальной массы летательного аппарата.

Эффективность кросс-полярных маршрутов с повышенной экологической эффективностью и безопасностью для крупных летательных аппаратов и дирижаблей с солнечными электросистемами

[1]Куприков Н.М., [1]Поняев Л.П., [1]Куприков М.Ю., [2]Gebhardt N.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]Park Innovaare, г. Филлиген, Швейцария

Новые регулярные более короткие кросс-полярные маршруты для авиаперевозок в рамках будущей стратегии будут основываться на более перспективных е-самолетах и е-дирижаблях для трансконтинентальных авиалиний и положениях международного права ИАТА и норм защиты климата. Используя более короткие направления трансполярных полетов для дальнемагистральных воздушных судов (ДМС), авиакомпании-лидеры Sky Teams совместно с Аэрофлотом ищут новые геометрические компоновки промышленных проектов и линейки новых самолетов.

Увеличение габаритов ДМС вступило в конфликт с современной аэропортовой инфраструктурой и привело к поиску альтернативных вариантов арктических самолетов и

дирижаблей для конструктивно-компоновочных схемных решений с понижением до минимума весовых, звуковых и вибрационных нагрузок. Проведен компьютерно-цифровой структурно-параметрический анализ влияния ограничений авиационной инфраструктуры при базировании ДМС на выбор альтернативных вариантов конструкции несущего корпуса фюзеляжа или компоновки Flying-V. Новые проекты гибридных электрических ДМС и аэростатических транспортных систем с инновационным нанопленочным покрытием солнечных электробатарей будут наиболее перспективными для использования на воздушных перевозках для снижения операционных расходов на трансконтинентальных воздушных маршрутах при достижении «зеленой технологии» без токсичного загрязнения и с низким уровнем шума.

Компьютерно-цифровой структурно-параметрический анализ был проведен на базе 3D-программного комплекса для ДМС и дискообразного АЛА в лаборатории МАИ. Даны рекомендации для использования других электроэнергетических систем с предложениями от Инновационного парка для развития е-систем на самолетах большой пассажировместимости. Подтверждается принципиальная возможность создания дирижабля нового типа при жестких экологических и экономических требованиях по эффективности эксплуатации в уже существующей трансполярной инфраструктуре и наземном комплексе аэропорта/хаба для развития более коротких кросс-полярных маршрутов.

Разработка системы технического обслуживания и ремонта на принципах транзакционно-ориентированной логистики в проекте создания воздушного судна

[1]Лазников Н.М., [1]Адомавичюте М.Э., [1]Сергиенко В.И., [2]Язовских А.Л.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]КУЛЗ, г. Каменск-Уральский, Россия

Говоря о совокупных затратах в течение жизненного цикла воздушного судна, нельзя не заметить тенденцию к увеличению доли затрат на послепродажное обслуживание, которые даже превышают затраты на разработку и производство судна. Однако затраты, образующиеся на эксплуатационном этапе жизненного цикла, во многом зависят от инженерных и управленческих решений, принятых на этапе проектирования. Уже на этапе проектирования самолета необходимо определить наиболее значимые показатели эффективности самолета и комплекса его наземного обслуживания. Таким образом, мы имеем возможность оптимизировать выполнение работ по обеспечению летной годности самолета.

Авиакомпании все чаще сталкиваются с проблемами неразвитой, не успевающей обновляться системы наземного обслуживания. Сложившаяся ситуация во многом является результатом недостаточной мотивации обслуживающих операторов, т.к. скорость выполнения работ мало влияет на получаемую ими прибыль.

Мероприятия для создания новой методологии послепродажного обслуживания должны быть заложены еще на стадии проектирования воздушного судна и основаны на системе транзакционно-ориентированных контрактов – специальных договоров между владельцем самолета и подрядчиком по его обслуживанию, описывающих размер оплаты услуг в зависимости от определенных показателей эффективности.

В работе определены наиболее значимые (ключевые) показатели, рассмотрены способы оптимизации послепродажного обслуживания, выявлены влияющие факторы и определены уровни показателей влияния факторов. Определено основное направление развития систем технического обслуживания самолетов – внедрение транзакционно-ориентированных контрактов, основанных на результатах анализа характеристик самолета на этапе проектирования.

Предложена методика организации послепродажного обслуживания, при использовании которой поставщик услуг прямо заинтересован в достижении максимально возможного результата с минимальными затратами. Таким образом, система транзакционно-ориентированных контрактов обеспечивает основу для интегрированного развития проектирования воздушного судна и необходимой ему логистики для повышения показателя его летной годности.

Анализ обтекания несущего винта вертолёта на режимах вертикального снижения на базе нелинейной вихревой модели

Макеев П.В., Шомов А.И., Игнаткин Ю.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Режимы крутого снижения вертолета с малыми скоростями являются одними из наиболее сложных с точки зрения аэродинамики несущего винта (НВ). Это связано с существованием области режимов «вихревого кольца» (ВК), возникающих тогда, когда скорость отбрасываемого потока в струе становится соизмеримой со скоростью внешнего потока. Это приводит к сложному обтеканию НВ с образованием вокруг него характерного «воздушного тела». Наблюдается ряд негативных эффектов: падение тяги НВ, рост потребной мощности, пульсации тяги и крутящего момента и др., делающих данные режимы потенциально опасными для пилотирования вертолета. Задача исследования данных режимов сопряжена с большими трудностями. Экспериментальные исследования дорогостоящи и технически очень сложны. Летные испытания небезопасны. При исследовании режимов ВК особенно важно изучение физической картины обтекания НВ: структуры вихревого следа, картины линий тока, геометрии воздушного тела. Подобной информации, полученной на базе экспериментальных исследований, на сегодняшний день мало. В этой связи возникает необходимость получения данных о структуре потока на режимах ВК путем численного моделирования с применением различных моделей. При этом подходы, основанные на численном решении уравнений Навье – Стокса сеточными методами, по-прежнему остаются слишком ресурсоемкими для задач моделирования НВ вертолета на режимах ВК. Поэтому в данной области наибольшими возможностями обладают менее ресурсоемкие современные нелинейные вихревые модели. В данной работе результаты получены методом численного моделирования на основе нелинейной лопастной вихревой модели винта [1]. Выполнены расчеты аэродинамических характеристик и визуализация обтекания НВ вертолета Ми-8 на режимах вертикального снижения в диапазоне скоростей Vy = 0…20 м/с с шагом в 1…2 м/с. Приведены и проанализированы результаты визуализации форм вихревого следа, картин обтекания НВ при помощи линий тока, эпюр индуктивных скоростей. Полученные результаты существенно дополняют имеющуюся информацию о характере обтекания и структуре потока вокруг винта на режимах вертикального снижения в области режимов ВК и их связи с аэродинамическими характеристиками винта.

Литература:

1. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Гревцов Б.С., Шомов А.И. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета // Вестник МАИ. 2009. Т.16. №5. С. 24-31.

Воздействие водной среды на сбрасываемый морской аппарат воздушного базирования

Маскайкин В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В данной работе рассматривается воздушная транспортировка морского аппарата, то есть в транспортировке аппарата задействован вертолет. Морской аппарат транспортируется на внутренней подвеске вертолета в грузовом люке. При доставке морского аппарата вертолетом на заданное место его действия морской аппарат сбрасывается. Основной задачей в этой системе транспортировки и сброса морского аппарата является определение возникающей после сброса системы сил, действующих на аппарат при входе в воду. Также в эту задачу входит учет такого фактора, как отрицательная температура внешней среды, которая в свою очередь, действует на материал корпуса аппарата, с момента его сброса до погружения в воду.

Были осуществлены анализ движения аппарата в атмосфере, анализ сил, действующих на аппарат при приводнении, и термический анализ корпуса аппарата при движении в атмосфере после сброса.

Актуальность данной работы заключается в исследовании эффективности работы морского аппарата в экстремальных погодных условиях. Таким образом, увеличиваются географические рамки работы аппарата, благодаря чему повышается результативность в

области изучения морского, океанического дна и проведения поисково-спасательных операций в системе авиационной транспортировки.

При решении поставленной задачи были проведены нестационарные термические расчеты методом конечных разностей, построена математическая модель траектории сброса аппарата, проведен расчет системы сил, действующих на аппарат в момент приводнения.

К вопросу безопасности полёта гражданских вертолётов на основе статистики стран СНГ

Мун Гёхван, Яковлев А.А., Артамонов Б.Л.
МАИ, г. Москва, Россия

Количество вертолетов в реестре ГА РФ постоянно увеличивается. Соответственно, значимость приобретают усилия по повышению безопасности. В данной работе анализируются авиационные происшествия (АП) с гражданскими вертолетами на основе статических данных Межгосударственного авиационного комитета (МАК) и др.

Анализ данных статистики АП показывает, что в 2018 году количество АП резко увеличилось по сравнению с предыдущими годами. Более того, наблюдается более высокая доля катастроф относительно всего числа АП с 2008 по 2018 гг. – 45,5%.

Помимо этого, был проведен анализ статистики аварийности в зависимости от времени полета вертолета. Эта статистика показывает количество АП, в том числе катастроф, на 100 тыс. часов налета с вертолетами в гражданской авиации государств – участников соглашения при выполнении коммерческих перевозок и авиационных работ в период 2000-2011 гг. и без АОН (авиации общего назначения) в период 2012-2018 гг. Можно увидеть, что количество АП с вертолетами имеет повторяющуюся тенденцию – увеличение и уменьшение. Число катастроф при этом тоже неоднократно уменьшалось и возрастало. В результате проведения анализа было вычислено среднее количество АП на 100 тыс. часов налета вертолета, которое составило 2,49 для всех АП и 1,074 для катастроф.

Сравнение среднего значения за первые и последние три года рассматриваемого в работе периода показало, что количество АП сократилось с 3,23 до 2,86, а количество катастроф увеличилось с 1,097 до 1,223.

Также был проведен анализ количества АП с вертолетами в зависимости от этапа полёта. Это обусловлено тем фактом, что вертолеты, в отличие от самолетов, могут выполнять висение и имеют меньше ограничений на взлет и посадку. Следовательно, они имеют разные цели авиационных эксплуатаций, что приводит к авариям на разных этапах полета. Тенденция подтверждается результатами из базы данных России: на круизы, заход на посадку, взлеты и посадки приходится 75,9% всех аварий.

Важно проводить анализ АП с вертолетами для уменьшения аварийности и повышения безопасности полетов. В данной работе рассматривается тенденция АП с гражданскими вертолетами на основе статистики АП стран СНГ как часть базового исследования АП с вертолетами в мире.

Необходим дальнейший анализ мировой тенденции АП с вертолетами и основных причин подобных АП.

Анализ влияния геометрии концевой части лопасти на аэродинамические характеристики несущего винта вертолёта на режимах висения и горизонтального полёта

Никитин С.О., Игнаткин Ю.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Лётно-технические характеристики летательного аппарата вертикального взлета и посадки (вертолета) в значительной степени определяются аэродинамическим совершенством его несущего винта. Лопасти несущего винта работают в сложных динамических условиях, характеризующихся изменением по радиусу и азимутальному положению лопасти углов атаки её сечений, чисел Маха, и др. Особенности работы элементов лопастей обусловлены их вращением вокруг оси несущего винта и увеличением скорости обдува потоком по радиусу

лопасти. Таким образом, на относительно небольшом концевом участке лопасти реализуется значительная часть тяги и крутящего момента несущего винта [1]. Выбор рациональной геометрии концевой части лопасти позволяет значительно улучшить аэродинамические характеристики несущего винта вертолета [2].

Целью работы является анализ влияния геометрии концевой части лопасти на аэродинамические характеристики несущего винта вертолета на различных режимах работы. На основе проведенного анализа аэродинамических компоновок существующих и перспективных лопастей были выявлены основные типы и геометрические характеристики используемых на вертолетах законцовок.

Проанализирован ряд научных и экспериментальных исследований как самих законцовок, так и законцовок в составе лопасти несущего винта. Выявлены основные зависимости аэродинамических характеристик лопасти несущего винта от геометрических характеристик законцовок. Определены основные функциональные особенности вертолетов, влияющие на выбор рациональной геометрии законцовок.

Выполнен анализ структуры вихревого следа лопастей несущего винта. Рассмотрены современные CFD (англ. Computational Fluid Dynamics) методы при исследовании аэродинамических характеристик законцовок. Рассмотрены основные варианты применения законцовок на лопастях несущих винтов на режимах висения и горизонтального полета с учетом влияния функциональных особенностей вертолета.

Литература:

1. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолёта методом CFD // Труды МАИ. 2012. Выпуск № 57. С. 1-18.

2. Матвеенко А.М., Свирщевский С.Б., Игнаткин Ю.М. У истоков российской авиационной научной школы // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 1999. Выпуск № 8.

Применение алюмостеклопластиков в конструкции самолета

Печенюк В.С., Попов Ю.И.

МАИ, г. Москва, Россия

В нашей стране и за рубежом ведутся активные работы по разработке гибридных слоистых материалов, состоящих из тонких металлических листов с прослойками клеевого препрега с армирующими волокнами и являющихся принципиально новым конструкционным материалом для силовых конструкций авиационной техники. Эти материалы обладают уникальным сочетанием свойств металлических и композиционных материалов (КМ), в том числе высокой трещиностойкостью, ударопрочностью, низкой плотностью и огнеупорностью. Подобные материалы называются металлополимерными композиционными материалами (МПКМ), в англоязычной литературе они называется Fiber Metal Laminate (FML). Наибольшую популярность обрели металлополимерные композиционные материалы, состоящие из алюминиевых листов и стеклянного препрега. Торговое обозначение этого материала СИАЛ (Стеклопластик И АЛюминий), а зарубежный аналог – GLARE (Glare Laminate Aluminum REinforced). Стандартный состав GLARE содержит алюминиевые листы из сплава 2024Т3 в естественно состаренном состоянии (в России Д16чТ, 1163Т), которые обычно используют как ресурсные для фюзеляжных обшивок, и препрег со стеклом S2. Впервые данный материал был применен в конструкции пола грузового отсека самолета Boeing 777, затем в фюзеляжных переборках самолетов Airbus A340 и Learjet 45. Но в качестве одного из основных конструкционных материалов он был применен в верхних панелях фюзеляжа Airbus A380. Благодаря своим высоким ударопрочным характеристикам СИАЛ целесообразно применять в зонах, в которых велик риск ударных повреждений. Частым ударам подвержены пол в пассажирском салоне, пол в грузовом отсеке или передние кромки крыла, ГО и ВО. Благодаря уникальным характеристикам трещиностойкости, прочности и плотности СИАЛ можно использовать в качестве панелей крыла и фюзеляжа одинарной и двойной кривизны.

Применение алгоритмов технического зрения в задаче об управлении беспилотным планирующим крылатым летательным аппаратом

Полищук М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассмотрены вопросы системы управления для беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата (БПК ЛА). Проведен сравнительный анализ системы наведения БПК ЛА на заданную точку. Объект управления в настоящей работе – БПК ЛА, выполненный по нормальной аэродинамической схеме и оснащенный раскрывающимся крыльевым модулем и цельноповоротными рулями. Построена математическая модель пространственного движения БПК ЛА. Предложена структура угловой стабилизации объекта управления. Основная задача системы наведения БПК ЛА – формирование управляющих сигналов, поступающих в систему стабилизации для выполнения той или иной задачи. Предложено условно разделить систему наведения в продольном канале на две подсистемы, которые выполняют определённые задачи. Первая задача – планирование на максимальную дальность – позволяет расширить множество начальных состояний объекта управления. Вторая задача – наведение на заданную точку – обеспечивает точную доставку полезной нагрузки.

Как показывает практика применения ЛА рассматриваемого типа, вывод в заданную точку на большом удалении от точки старта при отсутствии сигнала от спутников, который может быть «заглушен» при помощи средств радиоэлектронной борьбы, может быть затруднен в связи с отсутствием точной информации о местонахождении объекта управления. Исследования при помощи математической модели и практика применения таких ЛА показывают, что результаты расчёта текущих координат на борту ЛА содержат большую погрешность. Для увеличения точности определения собственных координат БПК ЛА предложено использовать алгоритмы технического зрения, что обеспечит автономность ЛА, а также требуемую точность вывода в заданную точку.

Высокая энергоэффективность проектов больших электрических и гибридных дирижаблей и самолётов

[1]Поняев Л.П., [1]Куприков М.Ю., [1]Куприков Н.М., [2]Domjan R.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]SolarXplorers SA, г. Ивердон-ле-Бен, Швейцария

Анализируются перспективные направления развития современных гражданских авиационных систем е-самолетов и использования в качестве прототипа термоплана дискообразного дирижабля (ДД). Проведена оценка рентабельности дискообразных е-дирижаблей для оптимизации аэродинамического и весового качества конструкции и изготовления по сравнению с другими формами – эллиптической или сигарообразной геометрией – для высотных стратосферных и орбитальных комплексов в качестве астрономических обсерваторий и осуществления аэрокосмических запусков и посадок.

Интересны результаты проекта высотного е-самолета SOLARSTRATOS с панелями солнечных батарей на всей площади крыла. Новые инновационные технологии включают в себя применение новых материалов, легких сплавов и конструкций с низкой вибрацией, так как их использование для новых гибридных дирижаблей большой грузоподъемности с низкой стоимостью за счет аэростатической подъемной силы дает весовую разгрузку для кросс-полярных транспортных операций, не требующих обязательного аэродромного базирования, что наиболее актуально сегодня. В отличие от тяжелых транспортных гибридных самолетов для аэростатического воздушного транспорта весовые ограничения по габаритам не являются ограничивающими и обеспечивают большую коммерческую эффективность воздушного транспорта.

Новые тенденции прорывного использования дирижабельных проектов на основе современного цифрового дизайна, искусственного интеллекта и аддитивных технологий, новых композиционных материалов и адаптивного управления робототехническими системами в ближайшие 10-15 лет крайне важны для развития транспорта на территории России: они обеспечат вертикальный взлет и посадку в труднодоступных местах, большую

пропускную способность воздушного транспорта “от двери до двери”, независимость полетов от “розы” ветров, более дешевое производство и эксплуатацию круглосуточно без посадки, что упрощает послепродажное обслуживание и уменьшает затраты на жизненный цикл.

Применение авиационной техники в ликвидации лесных пожаров

Пугачев Ю.Н., Прокопенко Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В современном мире лесные пожары стали самым распространённым чрезвычайным происшествием. Они не только наносят огромный материальный ущерб гражданам и государству, но и являются причиной гибели людей. Статистика утверждает, что каждый год при пожарах в России гибнет не менее двенадцати тысяч человек, а ежегодный ущерб составляет более одного триллиона рублей.

Предпосылкой для исследования данной проблемы послужило резкое увеличение стихийных бедствий, связанных с возникновением очагов возгорания в лесных регионах. Работа посвящена вопросам оценки эффективности авиационной техники, применяемой для ликвидации пожаров, а также модернизации конкретного летательного аппарата с целью улучшения его работоспособности

Целью же является более детальный анализ объёма лесных пожаров и проектирование нового универсального двухфюзеляжного самолета на базе Ил-76, способного эффективно снизить последствия стихийного бедствия.

В качестве модернизируемого летательного аппарата был выбран советский тяжелый военно-транспортный самолет Ил-76. Оценив эффективность данного летательного аппарата в качестве средства для пожаротушения, а именно самолета Ил-76ТД с легкосъемной системой ВАП (выливной авиационный прибор), приняли решение о модернизации этого пилотируемого аппарата по схеме «Катамаран»

В работе рассматриваются следующие вопросы:

1. Анализ объема пожаров на территории РФ, а также США и Канады за последние 5 лет.
2. Оценка эффективности самолета ИЛ-76, предназначенного для ликвидации пожаров.
3. Эффективность оборудования для тушения пожаров с воздуха, в том числе ВАП и ВАП-2.
4. Проектирование дфухфюзеляжного летательного аппарата по схеме «Катамаран» на основе самолета Ил-76.
5. Перспективная оценка эффективности ликвидации лесных пожаров с учетом установки новых средств тушения.

В перспективе предполагается реализовать данный проект по схеме «Катамаран».

Парный полёт – объективный способ сравнения лётно-технических характеристик при модернизации вертолётов

[1]Самсонов К.Ю., [2]Ивчин В.А., [2]Никифоров В.А.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]МВЗ им. М.Л. Миля, п. Томилино, Россия

При проведении опытно конструкторских работ по модернизации вертолётов парный полёт (в двух вариантах конструкции: старом и новом) объективно отражает преимущества новых решений.

Так, на вертолёте Ми-171А2, модернизации вертолёта Ми-8/171А основным изменениям в части конструкции подверглись несущая система (несущий и рулевой винты) и двигатель.

В соответствии с планом проведения ОКР по теме «Вертолёт Ми-171А2» было изготовлено два вертолёта: летающая лаборатория Ми-171А2 с новыми конструктивными решениями и Ми-171А2 ОП-1 с серийными несущим и рулевым винтами. Изменений в конструкцию фюзеляжей не вносилось. Оба фюзеляжа были одинаковыми (серийными).

Парный полёт двух вертолётов в одних и тех же условиях выполнен впервые в практике АО «МВЗ им. М.Л. Миля».

В результате проведения лётных испытаний и применения разработанной методики расчёта углов установки РВ получены следующие выводы:

1. Определён статический потолок вертолетов в МСА при работе двигателей на взлетном режиме.

2. Определены сравнительные балансировочные зависимости путевого управления на обоих вертолётах на режиме висения, в одинаковых условиях с максимальной взлётной массой.

3. Получено максимальное значение балансировочного угла установки рулевого винта по выходу штока хвостового редуктора на расчётном статическом потолке.

4. Опробована разработанная методика расчёта потребных углов установки рулевого винта (по результатам лётных испытаний) с учётом влияния несущего винта (вихрей с НВ) для любых сочетаний температур наружного воздуха и высот полётов.

В заключение можно отметить, что разработанная на базе выполнения парных полётов методика позволяет не только объективно оценить предыдущую и предложенную конструкцию, но и выполнить расчёты для определения статического потолка висения и угла установки РВ для любых сочетаний температур наружного воздуха, высот полётов и мощности двигателей.

Оптимизация формы аэродинамических профилей при малых числах Рейнольдса с помощью пакета прикладных программ Ansys

Сергеева Н.И., Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из актуальных проблем аэродинамики малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (МБПЛА) самолетной схемы является улучшение их аэродинамических характеристик (АДХ) и летно-технических характеристик. Один из способов решения этой проблемы – поиск оптимальной формы аэродинамического профиля. Специфика аэродинамики МБПЛА заключается в том, что их полет осуществляется при малых числах Рейнольдса Re ≤ 200 000. Силы вязкости в данном случае преобладают над силами инерции, что в итоге приводит к образованию на несущих поверхностях МБПЛА ламинарно-турбулентного перехода с отрывом. Эти явления приводят к росту коэффициента лобового сопротивления МБПЛА и нелинейному изменению других его аэродинамических коэффициентов.

Цель данного исследования – анализ и оценка применения программного комплекса Ansys для решения задач поиска оптимальной формы аэродинамических профилей крыла МБПЛА с помощью генетического алгоритма, в основе которого лежат случайные изменения проектных параметров и отбор профилей с лучшими значениями целевых функций, а также образование новых профилей на основе полученных данных.

В качестве исходных профилей в данной работе были использованы известные профили S1223 и DAI1335. В рамках пакета Ansys Fluent была задействована аэродинамическая модель, основанная на численном решении уравнений Навье – Стокса и их замыкании с помощью модели турбулентности Лантри – Ментера, состоящей из четырех уравнений. Были построены параметрические модели с автоматизированным перестроением сетки вокруг профиля, проведен многоитерационный расчет основных АДХ.

В результате исследований были получены новые оптимальные профили и проведено их сравнение с профилями, полученными в [1], где была задействована аэродинамическая модель, основанная на методе вязко-невязкого взаимодействия. Было показано, что методика с использованием комплекса Ansys позволяет получать оптимальную геометрию профилей, однако время вычислений различных конфигураций профилей существенно превышает время вычислений с помощью метода [1].

Данный подход можно применить для проведения многокритериальной оптимизации аэродинамических профилей и крыльев летательных аппаратов.

Литература:

1. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата// Труды МАИ. 2015. № 80.

Разработка высокоэффективного пылезащитного устройства мультициклонного типа в России

Титов П.В., Королёв С.Д., Каменев В.В.
МВЗ им. М.Л. Миля, п. Томилино, Россия

Преимущество вертолётов обусловлено возможностью совершать взлёты и посадки при использовании неподготовленных или слабо подготовленных взлётно-посадочных площадок. При этом вертолёт, как правило, эксплуатируется в сложных условиях, характеризующихся высоким уровнем запылённости, задымлённости окружающей среды, соляным туманом и осадками различной интенсивности, что негативно сказывается на характеристиках, надёжности и ресурсах вертолётного газотурбинного двигателя.

Расширение эксплуатации вертолётов в подобных условиях указывает на то, что значение пылезащитного устройства (ПЗУ) нельзя недооценивать.

Для сохранения многоцелевого назначения вертолётов представляется целесообразным разрабатывать ПЗУ повешенной эффективности с учётом новых материалов и технологий для уменьшения влияния перечисленных условий и увеличения ресурсных показателей двигателя.

Примером данного ПЗУ является пылезащитное устройство мультициклонного типа (МЦ-ПЗУ), разработанное для вертолёта марки «Ми» на МВЗ им. М.Л. Миля.

Конструкция МЦ-ПЗУ представляет собой два модуля, закреплённых на силовом шпангоуте мотоотсека. Каждый модуль оснащён эжектором пылеотсоса и циклонными панелями. Модули ПЗУ сконструированы откидывающимися, что обеспечивает возможность осмотра двигателей без демонтажа ПЗУ. Эжектор пылеотсоса также имеет откидывающуюся конструкцию для полного доступа к двигателям. Циклонные панели представляют собой две обшивки, эквидистантные друг другу. В отверстия внешней обшивки установлены вихревые трубки, а в соосные с ними отверстия внутренней обшивки – выпускные трубки. Вихревая и выпускная трубки представляют собой циклон. Загрязнённый пылью воздух попадает в МЦ ПЗУ и проходит через циклоны. Вихревая трубка, закручивая воздушный поток, создает центробежные силы, отбрасывающие твёрдые частицы на периферию корпуса трубки. Чистый воздух из центральной зоны вихревой трубки проходит через выпускную трубку и попадает в двигатель. Загрязненный пылью воздух отводится через кольцевой зазор между выпускной трубкой и корпусом вихревой трубки в пространство между внутренней и внешней обшивками МЦ ПЗУ. Далее загрязненный воздух с помощью эжектора отсасывается по тракту пылеудаления и выбрасывается за борт.

Степень очистки данного ПЗУ составляет около 96%, что значительно превышает ПЗУ грибкового типа (степень очистки не более 75%).

Модель выбора рациональных параметров алгоритма самонаведения ракеты «воздух – воздух» на маневрирующую воздушную цель

Топоров Н.Б., Сажнев Е.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Решение задачи поражения цели ракетой «воздух – воздух», представляет собой решение задачи создания требуемых кинематических перегрузок на всем участке наведения ракеты. При применении ракет средней и большой дальности на участок самонаведения возлагается задача по отработке текущего промаха.

Это определяет повышенные требования к методам определения перегрузок на этапе самонаведения, самым распространённым из которых является метод пропорциональной навигации.

В большинстве работ, в которых рассматривается данный метод наведения, моделируется движение ракеты и цели в одной плоскости и выводится значение коэффициента пропорциональности (в основном 2-3), достаточное для успешного наведения без ограничений на время и без исследований на оптимальность такого выбора.

Для устранения этого недостатка предлагается рассмотреть процесс выбора коэффициента пропорциональности до начала самонаведения исходя из минимизации прогнозируемого

времени наведения при наличии таких неконтролируемых факторов, как точное взаимное положение ракеты и цели на момент начала самонаведения с учётом маневрирования цели.

Для отработки предлагаемого подхода было разработано соответствующее математическое и программное обеспечение.

Манёвр цели формируется из предположения о рациональном поведении противника: когда цель осознает, что её атакуют, она старается максимально увеличить время до возможного поражения ракетой, для чего производит отворот от ракеты и затем манёвр типа «змейка» с заданными характеристиками по углу и перегрузкам.

К полученному в ходе моделирования множеству оценок времени до поражения цели с момента начала этапа самонаведения предлагается применять один из критериев принятия решений в условиях неопределенности, а именно принцип гарантированного результата.

Исследование предложенной методики на примере ракеты (характеристики которой аналогичны характеристикам ракеты РВВ-АЕ) дали уменьшение времени самонаведения с 40,71 до 37,77 секунд. Исследования на более широком спектре начальных условий подтверждают данную тенденцию.

Таким образом, применение принципа гарантированного результата к определению коэффициентов пропорциональности в обоих каналах управления позволяет осуществить рациональный выбор коэффициентов пропорциональности и уменьшить время самонаведения.

Исследование эффективности выполнения дозаправки в воздухе авиационных комплексов при решении целевой задачи

Топорова М.И., Якунин А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Эффективность авиационных комплексов (АК) во многом зависит от их транспортных возможностей. Увеличение дальности полета перспективных АК связано с ростом взлетной массы и, соответственно, стоимости комплекса и ужесточением требований к аэродромам базирования.

В этом смысле при действиях в удалённых районах в условиях ограниченной досягаемости АК важное значение приобретает организация дозаправки самолётов в воздухе, обеспечивающая, согласно требованиям целевой задачи, увеличение дальности действия АК в системе «носитель-оружие».

На уровне группировки самолетов одним из ключевых направлений является организация совместных действий самолетов-носителей и самолетов-заправщиков при решении задачи по предназначению.

Рассматривались варианты практически актуальных постановок задачи:

• Сформировать рациональный план дозаправки в воздухе, который обеспечит максимальную боевую нагрузку на заданном рубеже применения оружия.

• Сформировать план дозаправки в воздухе, который для заданных рубежей применения оружия обеспечит максимальное количество самолетов-носителей.

При решении задачи были рассмотрены следующие параметры дозаправки в воздухе:

• тип дозаправки (попутная или встречная);
• рубеж дозаправки;
• количество заправляемых носителей;
• количество передаваемого топлива;
• время вылета группы каждого типа АК;
• дислокация аэродромов базирования самолетов-носителей и самолетов-заправщиков.

Для оценки эффективности и выбора рационального варианта дозаправки с оценкой реализуемости разработана математическая модель. АК описываются лётно-техническими характеристиками планера и высотно-скоростными характеристиками силовой установки.

На уровне группировки самолётов решена задача назначения заправщик – носитель по принятым критериям эффективности.

Были получены следующие результаты: разработан программно-алгоритмический комплекс, позволяющий, исходя из нужной дальности полета, массы боевой нагрузки, рубежа ее сброса, количества самолетов-носителей и заправщиков, определить минимальную массу топлива, которую нужно передать АК, рубеж дозаправки, ее тип и схему демонстрирующую возможную операцию; выполнен анализ эффективности вариантов дозаправки в зависимости от условий применения.

Проведённые исследования продемонстрировали не противоречащие практике результаты. Формализованное описание обеспечивает решение задачи применительно к существующим и перспективным комплексам каждого типа.

Анализ архитектуры силовой части системы управления ближне- и среднемагистрального самолёта с локальными гидравлическими системами по критерию надёжности

Трофимов А.А., Постников С.Е., Смагин Д.И.
МАИ, г. Москва, Россия

В качестве объекта исследования рассматривается система управления ближне- и среднемагистрального самолета.

На данный момент большинство самолетов данной размерности используют три централизованные гидравлические системы (ГС), а в качестве рулевых приводов используют электрогидравлические приводы.

Как альтернативный вариант в данной работе рассмотрена архитектура системы управления с тремя распределенными локальными гидравлическими системами. Применение локальных ГС позволит сократить длину напорных и сливных трубопроводов и, соответственно, уменьшить массу трубопроводов, упростить техническое обслуживание и сократить отбор мощности у авиадвигателей.

В предложенном варианте архитектуры силовой части системы управления, помимо электрогидравлических рулевых приводов с питанием от соответствующих локальных ГС используются электрогидростатические приводы с питанием от двух независимых систем электроснабжения.

Надёжность рассмотренной архитектуры силовой части системы управления с локальными ГС полностью соответствует требуемым нормам по надежности системы управления, приведенным в нормативных документах, таких, как АП-25 и CS-25.

Рассмотренная архитектура силовой части системы управления с локальными ГС соизмерима с надежностью типового варианта архитектуры силовой части системы управления.

Рассмотренная архитектура требует дальнейшего сравнения с типовым вариантом и оптимизации по критерию массы и энергоэффективности, поскольку реализация варианта с локальными ГС приведет к сокращению мощностей насосных станций по сравнению с типовым вариантом за счет сокращения числа потребителей и исключит прокладку гидравлических труб по фюзеляжу. Данные мероприятия уменьшают массу и увеличивают надежность ГС за счет сокращения числа элементов, однако ведут к увеличению требуемой мощности системы электроснабжения и генераторов.

Напряжённое состояние «пограничный слой» в сферических оболочках

Фам В.Т., Фирсанов В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время при расчёте всех видов соединений в авиационных конструкциях используется классическая теория типа Кирхгофа – Лява. Принятые в этой теории гипотезы не позволяют учитывать поперечные деформации, что приводит к погрешностям при определении напряженного состояния пластин и оболочек, особенно в зонах вблизи соединений, локального нагружения, а также быстро изменяющихся нагрузок.

В данной работе исследуется напряженное состояние в краевой зоне сферических оболочек на основе неклассической теории. Применяемый подход основан на аппроксимации искомых

перемещений оболочки полиномами по нормальной к срединной поверхности координате на две степени выше по отношению к классической теории.

На основании уравнений трёхмерной теории упругости и условия минимизации энергетического функционала Лагранжа сформулирована краевая задача для определения дополнительного самоуравновешенного быстро затухающего напряженного состояния типа «погранслой». Её решение осуществляется последовательным применением следующих методов: разложения перемещений и нагрузок в тригонометрические ряды по окружной координате, конечных разностей и матричной прогонки. Расчёты проведены с помощью компьютерной программы.

Сравнение результатов, полученных в данной работе, с данными классической теории позволило установить, что вблизи жёстко защемленного края поперечные нормальные напряжения, которыми в классической теории пренебрегают, могут составить 40-48% от максимальных значений наибольших напряжений. Следует отметить, что существенно уточняются также нормальные тангенциальные напряжения оболочки. Такой уровень дополнительных напряжений необходимо учитывать при оценке прочности и долговечности оболочечных конструкций.

Архитектуры системы кондиционирования воздуха с использованием электронагнетательного принципа наддува гермокабины

[1]Чекин А.Ю., [2]Губернаторов К.Н., [2]Морошкин Я.В.
[1]МАИ, [2]ГосНИИАС, г. Москва, Россия

Концепция будущих энергоэффективных магистральных самолетов с повышенным уровнем электрификации борта приводит к необходимости перехода от классического энергозатратного принципа отбора воздуха от компрессора маршевых двигателей для работы системы кондиционирования воздуха на самолете (СКВ) к использованию электронагнетателей, что позволит сократить отбираемую мощность от маршевых двигателей более чем в три раза. Однако и в этом случае СКВ остается наиболее энергоемкой бортовой системой. Это определяет актуальность задачи создания научно-технического задела по энергоэффективным схемотехническим решениям электронагнетательной СКВ.

СКВ с использованием электронагнетателей отличаются обилием возможных вариантов схемотехнического исполнения, что требует выработки системного подхода к решению задачи структурного, параметрического синтеза и синтеза конструкции таких систем.

Предлагается комбинаторно-логический аппарат структурного синтеза СКВ с использованием электронагнетателей на основе альтернативного дерева (А-дерево) технически реализуемых решений. Аппарат построен на основе собственных схемотехнических изысканий в этой области, анализе ряда совместных работ и широкого патентного исследования. Аппарат представляет собой ориентированный граф обобщенной структуры СКВ, вершины, ребра, связи и ограничения которого формируют альтернативные и, во многих случаях, неочевидные структурные решения. Предполагается объектное и композиционное развитие построенного базового А-дерева, а также формирование на его основе средствами дискретной математики вычислительных программ структурного синтеза электронагнетательных СКВ. Последовательное расширение этого аппарата введением математических моделей объектов (вершин А-дерева), целевых функций и CAD-компонентов позволит сформировать систему автоматического обликового проектирования оптимальной электронагнетательной СКВ как инструмента создания научно-технического задела в этой области.

В представленном упрощенном виде А-дерево технически реализуемых решений может служить классификатором СКВ данного класса и инструментом для генерации продуктивных схемных решений.

Численное моделирование аэродинамической интерференции двух вертолётов одновинтовой схемы при полёте вблизи экрана

Шомов А.И., Игнаткин Ю.М., Макеев П.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Известно, что на режиме горизонтального полета вертолета, начиная со скорости V ≈ 7,5 м/с, вихревой след несущего винта (НВ) начинает сворачиваться по краям в два продольных вторичных вихревых жгута (ВВЖ). ВВЖ создают в окружающем пространстве мощное поле индуктивных скоростей, в ряде случаев оказывающее существенное воздействие на рулевой винт (РВ) [1]. При полете вертолета на высоте над поверхностью земли – вблизи экрана – последний значительно влияет на формирование структуры вихревого следа НВ. При этом возможно возникновение вихревых структур, не наблюдающихся при полете вне экрана [2]. Висение в условиях ветра также эквивалентно полету вертолета с малыми скоростями. ВВЖ НВ могут оказывать значительное индуктивное воздействие, называемое аэродинамической интерференцией (АИ), не только на РВ, но и на НВ другого вертолета, находящегося в непосредственной близости от первого. При этом возможны сложные явления, связанные с АИ вихревого следа НВ и РВ двух вертолетов, усложняющиеся при полете вблизи экрана. Указанные обстоятельства обуславливают актуальность изучения подобного рода задач. Сложность форм вихревого следа винтов на таких режимах требует применения соответствующих современных расчетных моделей. В данной работе продемонстрированы результаты моделирования АИ комбинаций НВ и РВ двух вертолетов одновинтовой схемы при полете вблизи экрана на базе нелинейной вихревой модели [3]. Представлены три расчетных случая: полет двух вертолетов на различной высоте над экраном, пролет вертолета рядом с неподвижно висящим вертолетом, полет вертолетов у экрана со скольжением в условиях бокового ветра. Приведены результаты визуализации вихревого следа и полей скоростей за винтами, расчетные аэродинамические характеристики винтов, оценен эффект АИ. Проанализированы перспективы и пути развития данного направления исследований.

Литература:

1. Игнаткин Ю.М. и др. Расчетные исследования аэродинамических характеристик комбинации несущего и рулевого винтов с учетом аэродинамической интерференции для вертолета Ми-8/17 при полете с малыми скоростями со скольжением // Полет. 2017. № 5. С. 30-39.

2. Игнаткин Ю.М. и др. Численное моделирование несущего винта при висении вблизи земли в условиях ветра на базе нелинейной лопастной вихревой модели // Полет. 2018. № 6. С. 68-76.

3. Игнаткин Ю.М. и др. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т.16. №5. С. 24-31.

2. Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки

Расчётное и экспериментальное исследование источника слабо расходящегося ионного пучка

Могулкин А.И., Нигматзянов В.В., Пейсахович О.Д., Черкасова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается, разработанный авторами источник ионов с малым углом расходимости с высокочастотным индукционным разрядом и трёхэлектродной щелевой ионно-оптической системой квазипирсовской геометрии для транспортировки объектов космического мусора на орбиту захоронения, путем воздействия на них интенсивным ионным пучком, инжектируемым с космического аппарата. Исследуется возможность использования ионного источника такого типа в качестве бортового инжектора ионов, который может быть установлен на борт космического аппарата нового поколения для удаления объектов космического мусора.

Интерес к слабо расходящемуся ионному пучку обусловлен развитием идеи очистки околоземного космического пространства от крупногабаритных объектов космического мусора (ОКМ) путем воздействия на них интенсивным ионным пучком, инжектируемым с космического аппарата (далее КА) [1]. Расстояние между КА и ОКМ в процессе транспортировки ОКМ на орбиту захоронения должно превышать размеры обоих объектов. Это расстояние может составлять 30-60 м, что и определяет необходимую «дальнобойность» пучка и величину угла расходимости.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации. Номер соглашения 05.604.21.0211. Уникальный идентификатор проекта: RFMEFI60419X0211.

Литература:

1. Bombardelli C. and Peláez J. 2011. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, V. 34, No. 3, doi: org/10.2514/1.51832.

Исследование влияния проектных параметров двигателя на облик и эффективные характеристики силовой установки сверхзвукового делового самолёта 2030-х годов

Алендарь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа посвящена формированию технического облика силовой установки (СУ) сверхзвукового делового самолёта (СДС) с максимальным числом Маха полёта 1,8, максимальной взлётной массой 55 тонн, вместимостью 8-12 пассажиров и дальностью полёта 7500 км. В качестве двигателя СУ рассматривается двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД) со смешением потоков без форсажной камеры. Двигатель оснащается плоским сверхзвуковым регулируемым входным устройством (ВхУ) внешнего сжатия и регулируемым сверхзвуковым реактивным соплом полного расширения. В целях определения

оптимального облика ТРДД проведено параметрическое исследование влияния проектных значений скорости истечения реактивной струи и степени раскрытия критического сечения сопла на взлётном малошумном режиме отрыва (H=0 км, M=0,25) на эффективные характеристики СУ. Проектные значения скорости истечения струи и степени раскрытия критического сечения сопла в большой степени определяют габаритные размеры СУ, количество ступеней вентилятора, а также значение взлётной тяги. Так, уменьшение скорости струи с 400 до 300 м/с приводит к увеличению диаметра вентилятора на 17%, уменьшению числа ступеней вентилятора с 2 до 1, а также увеличению взлётной тяги на 10%. Увеличение степени раскрытия критического сечения сопла от 20% – значения, соответствующего коэффициенту запаса газодинамической устойчивости (ГДУ) вентилятора, до 50% приводит к уменьшению потребной площади входа ВхУ на 14%, увеличению числа ступеней вентилятора с 1 до 2, а также увеличению взлётной тяги на 47%. С целью выбора оптимальных проектных значений скорости истечения струи и степени раскрытия критического сечения сопла выполнено исследование влияния данных параметров на эффективные характеристики СУ на максимальном крейсерском (H=18 км, M=1,8) и трансзвуковом (H=10 км, M=1,2) режимах. Расчёт выполнен для трёх значений скорости истечения реактивной струи на взлётном малошумном режиме (400, 350 и 300 м/с) и для четырёх значений коэффициента запаса ГДУ вентилятора на взлётном малошумном режиме (50, 40, 30 и 20%). Результаты расчёта показали, что двигатель с проектной скоростью истечения газа 350 м/с и степенью раскрытия площади критического сечения сопла, соответствующей коэффициенту запаса ГДУ вентилятора 40%, является наиболее оптимальным с точки зрения совокупности экономических, конструктивных и эксплуатационных факторов.

Технология создания ряда высокоэнергетических малогабаритных источников тока, электрических накопителей и биомагнитосферных энергопреобразователей для силовых и аварийных электросистем самолёта

Андросович И.В., Силуянова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Направления и базовые технологии электрификации ТРДДФ для «электрического» самолёта включают в себя применение встроенного стартёра-генератора, электрического привода насосов в системе топливопитания, магнитного подвеса роторов двигателя и т.д. На «полностью электрическом» ГТД нет гидравлических насосов, гидравлических и пневматических трубопроводов, что позволит в перспективе отказаться от коробки приводов на двигателе [1, 2]. Это позволяет уменьшить массу двигателя на 10…15 %, снизить теплонапряжённость топливной системы на 20…30°С, уменьшить стоимость обслуживания в 2…3 раза, улучшить ТТХ самолётов.

Реализация перечисленных преимуществ возможна на основе базовых технологий при использовании: высокоинтегрированной термостойкой элементной базы, в том числе силовой; редкоземельных магнитов; электроприводов и генераторов с удельной массой < 0,2 … 0,5 кг/кВт; высокооборотных электрогенераторов; Smart-датчиков и Smart-исполнительных механизмов для построения распределённых интеллектуальных САУ.

Анализ влияния электрификации ТРДДФ на характеристики двигателя показал, что исключение отбора воздуха на охлаждение электронной аппаратуры самолёта, кабины лётчика и наддува баков при использовании автономного источника сжатого воздуха позволит повысить тягу двигателя на рассматриваемых режимах на ~1,5...3,5 %, а удельный расход топлива на крейсерском режиме понизить на ~1,2... 1,8 %.

Отечественные технологии, применяемые при разработке электрических агрегатов для ГТД (генераторы, электрические двигатели), позволяют получить удельную массу на уровне 1÷1,3 кгс/кВт. При использовании наиболее передовых современных и перспективных технологий, когда удельная энергоёмкость составит 0,2…0,5 кг/кВт, масса «полностью электрического» ТРДДФ будет меньше массы современного двигателя.

Литература:

1. Design of an electric generator for an aircraft with a hybrid power system Varyukhin A.N., Ismagilov F.T., Vavilov V.Y., Ayguzina V.V., Gordin M.V. в сборнике: 2019 26th International workshop on electric drives: improvement in efficiency of electric drives, IWED 2019 - proceedings 26. 2019.

2. К вопросу выбора конструкционных схем электрического генератора летательного аппарата с гибридной силовой установкой / Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Гордин М.В. // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2018. Т. 22. № 4 (82). С. 94-100.

Выбор и оптимизация конструкции и параметров рекуператоров, устанавливаемых в выхлопной части авиационных ГТД

Ардатов К.В., Нестеренко В.Г., Довгун Е.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматриваются конструктивные решения и методика выбора параметров рекуператоров ТВД (ТВлД) с гофрированными пластинами типа Френкеля. Исследована система подогрева воздуха, выходящего из компрессора, в выхлопном патрубке этого двигателя. В рекуператоре, установленном в этом патрубке, температура воздуха повышается, после чего он возвращается на вход в камеру сгорания. Потребный расход топлива снижается, и экономичность ГТД возрастает примерно на 25…40%. Масса проектируемого рекуператора должна быть минимальна и составлять не более 10-15% от сухой массы проектируемого двигателя. Используемые в рекуператоре пластины должны иметь минимальную толщину, порядка 0,1…0,3 мм. Вследствие малой толщины этих пластин в их сварных соединениях могут появиться трещины и утечки газа, из-за воздействия градиента температур между холодной и горячей сторонами этих пластин. Поэтому тепловая эффективность рекуператора в процессе его эксплуатации снижается. Этого дефекта можно избежать, если стыки холодных и горячих пластин рекуператора сконструировать с компенсаторами их тепловых расширений. Рекуперативный цикл с теплообменниками трубчатого или пластинчатого типа широко применяется в наземных газотурбинных установках. В авиационных СУ используется, например, комбинированный трубчато-пластинчатый рекуператор компании Frontline aero space (США), установленный на ТВлД RR 250 C30 R/3 фирмы Rolls-Royse. Он применяется на большом числе иностранных вертолетов. В этом типе рекуператора интенсификация теплообмена осуществляется при обтекании горячим и холодным газом отдельных трубок овальной формы, помещемых между плоскими пластинами, расположенных в шахматном порядке. По сравнению с рекуператором, спроектированным из пластин типа Френкеля, он менее эффективен и компактен. Рассчитана топливная экономичность ТВД (ТВлД) мощностью 800 л.с. с рекуператорами различной эффективности, степень рекуперации изменялась от 0,40 до 0,89. Варьировались также степень повышения давления воздуха в компрессоре от 6,6 до 11,0 и температура газа перед турбиной от 1200 до 1500 К. Получены данные по влиянию вышеперечисленных параметров на удельный расход топлива ТВД (ТВлД) с рекуператором. Определена требуемая площадь пластин рекуператора типа Френкеля, по критерию (числу) Нуссельта. Эту работу целесообразно продолжить.

Математическое моделирование регулятора расхода компонентов топлива ЖРД

Аунг К.М., Коломенцев А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Регулятор расхода жидкости – один из основных агрегатов любой схемы ЖРД. Регуляторы расхода предназначены для поддерживания расхода компонентов топлива с заданной точностью или изменения по определённой программе основных параметров ЖРД в условиях изменения внешних и внутренних возмущающих факторов.

Как исполнительный орган системы управления тягой двигателя они используются в современных многорежимных двигателях, например РД253, РД120, РД170, РД180, РД191.

Регуляторы расхода разделяются на две группы: регуляторы прямого и непрямого действий. В современных ЖРД широкое применение нашли регуляторы расхода прямого действия.

Свойства регулятора расхода и его влияние на работу двигателя определяются статическими и динамическими характеристиками.

Расход компонентов топлива через регулятор на рабочем режиме изменится за счёт изменения площади проходного сечения дроссельного отверстия и перемещения его подвижной части (золотника).

Статизм положителен, если с увеличением перепада давления на регуляторе расход увеличивается, если же расход уменьшается, то статизм отрицателен.

Отрицательный статизм у регулятора расхода проявляется при одновременной реализации большого перепада давления на регуляторе в сочетании с большим расходом компонента топлива через регулятор.

Одним из основных факторов, влияющих на величину статизма, является гидродинамическая сила, действующая на кромку золотника в регулируемых им отверстиях.

Эта сила зависит от толщины кромки золотника, перепада давления на золотниковых отверстиях и расхода компонента через регулятор.

Представлена система уравнений, описывающих рабочие процессы при нормальном функционировании регулятора компонентов топлива.

Применение ионных двигательных установок для реализации космического эксперимента на борту Международной космической станции

Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Обухов В.А., Попов Г.А., Плохих А.П.
МАИ, г. Москва, Россия

В НИИ ПМЭ МАИ с 2010 года был выполнен ряд научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по исследованию и созданию высокочастотных ионных двигателей (ВЧИД) различных мощностей, в том числе и для малых космических аппаратов.

Международная космическая станция (МКС) предоставляет большие возможности для испытания различных образцов космической техники и постановки научных экспериментов. В настоящее время в МАИ ведутся работы по созданию ионных двигательных установок (ИДУ) на базе ВЧИД в целях дальнейшего их использования при проведении космического эксперимента на борту МКС.

Основными задачами космического эксперимента являются:

- Экспериментальная отработка и получение экспериментальных данных об особенностях функционирования в условиях космического полета ВЧИД. В докладе представлены результаты наземных экспериментальных исследований макетов ВЧИД.
- Параллельные испытания второго лётного образца в наземных условиях с целью сравнения эксплуатационных характеристик в космических и наземных условиях.
- Возвращение основных элементов двигателя (газоразрядной камеры и ионно-оптической системы) на Землю после работы на борту Международной космической станции с целью проведения сравнительного анализа эрозии ускоряющего электрода ионно-оптической системы – критического элемента конструкции ионного двигателя с точки зрения ресурса.
- Исследование распространения компенсированного по пространственному заряду ионного пучка в ионосферной плазме при учете воздействия магнитного поля Земли.
- Исследование возможности регистрации собственного электромагнитного излучения двигателя радиоэлектронными средствами Международной космической станции.

Осуществление космического эксперимента позволит сделать новый шаг в разработке высокоэффективных ионных двигателей для малых космических аппаратов и подтвердить их эксплуатационные характеристики, включая ресурс.

Изготовления электродов ионно-оптических систем высокочастотного ионного двигателя

[1]Бурханов Г.С., [1]Юсупов В.С., [2]Белелюбский Б.Ф., [1]Лазаренко Г.Ю., [1]Просвирнин В.В.
[1]ИМЕТ РАН, [2]Московский Политех, г. Москва, Россия

Объектом исследования в данной работе стали электроды ионно-оптических систем (ИОС) высокочастотного ионного двигателя. Цель работы – разработка технологии изготовления единичных комплектов эмиссионных и ускоряющих электродов из титанового сплава для макета высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) уменьшенной размерности, а также анализ титановых сплавов для использования в новой технике.

Проведен анализ титановых сплавов отечественного производства с позиций условий изготовления и эксплуатации электродов ВЧИД по структурному состоянию и фазовому составу на основе литературных данных по двойным диаграммам состояния титана с переходными металлами, тройным и многокомпонентным сплавам, условия формирования механических и функциональных свойств.

На основе разработок и опытов по изготовлению электродов ИОС уменьшенной размерности из титанового сплава были выработаны рекомендации по изготовлению опытных образцов эмиссионного и ускоряющего электродов ИОС опытного образца ВЧИД, включающие полный набор технологических операций, изготовление заготовки и прокатку листового материала из титанового сплава, выявлены особенности технологии холодной штамповки тонкостенного электрода и токарной обработки толстостенного электрода, определены и опробованы технологические режимы на всех операциях изготовления. Часть рекомендаций могут корректироваться в процессе изготовления опытных полноразмерных образцов

Результатом работы стало использование электродов в макете ВЧИД уменьшенной размерности для определения параметров двигателя и условий работы электродов.

Система функциональной диагностики ЖРД в режиме реального времени

[1]Беляева Н.В., [2]Лёвочкин П.С., [2]Мартиросов Д.С., [1]Коломенцев А.И.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

В АО «НПО Энергомаш» разработана и штатно применяется система функциональной диагностики (СФД) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), прошедших огневое испытание. Диагностирование проводится путём сравнения по усредненным на каждом стационарном режиме значениям измеряемых на работающем двигателе и рассчитанных по эталонной математической модели медленноменяющихся параметров (ММП) процессов в соответствии с техническими требованиями.

Поиск методов совершенствования СФД с целью упреждения развития аварийных ситуаций в процессе огневого испытания, а именно определение момента времени возникновения неисправности и контроль параметров в процессе развития неисправности, привёл к идее применения штатной СФД в режиме непрерывного сканирования телеметрии.

Целью работы является создание эффективной системы функциональной диагностики ЖРД, работающей в режиме реального времени, для повышения безопасности проведения огневых испытаний.

Решается задача разработки аппаратно-программного обеспечения проведения диагностических процедур с заданный дискретностью по времени не более 0,02 с и вывод диагностической информации в виде таблиц, протоколов, графической информации в темпе проведения огневых испытаний (ОИ).

По представленным результатам разработки СФД ЖРД, основанной на контроле отклонений, измеренных на работающем двигателе медленноменяющихся параметров процессов от эталонной математической модели, можно сделать вывод, что такая система обеспечивает определение момента времени возникновения и локализацию медленноразвивающейся неисправности. Сформированная концепция диагностирования позволяет выработать упреждающий сигнал, предотвращая возникновение аварийной

ситуации, приводящей к разрушению двигателя и материальной части огневого стенда. Реализация СФД может быть осуществлена на основе существующей элементной базы – аппаратно-программного комплекса и компьютерной техники.

Влияние структуры и плотности плетения на характеристики воздействия плазменной струи стационарного плазменного двигателя на сетчатые поверхности

Бляхарский Я.С., Бляхарский С.С., Надирадзе А.Б., Рахматуллин Р.Р.
МАИ, г. Москва, Россия

Сетчатые поверхности (СП) из нитей на металлической основе широко используются на космических аппаратах (КА). Это могут быть фильтры, экранирующие сетки, маты экранно-вакуумной теплоизоляции и т.п. Функциональные возможности СП обусловлены проявлением уникальных физических, механических и электрических свойств. В некоторых случаях, для улучшения свойств, на нити сетчатой поверхности наносят тонкие покрытия [1].

При воздействии струи электроракетного двигателя (ЭРД) на сетеполотно происходит его распыление. Продукты распыления могут осаждаться на оптически чувствительные поверхности КА, загрязняя их, вследствие чего изменяются оптические коэффициенты, например, коэффициенты излучения и поглощения.

В данной работе рассматриваются параметризованные 3D-модели сетчатых поверхностей трех типов: «гладь», «петля» и «кольцо» – с различными вариациями плотности плетения нитей [2]. Материал поверхности нитей – золото, бомбардирующие ионы – ксенон, 300 эВ.

Расчетным путем получены интегральные характеристики распыления СП (коэффициент распыления и индикатриса распыления) в зависимости от параметров плетения нитей. Показано, что наибольшее влияние на эти параметры оказывает плотность плетения нитей. Влияние структуры СП, азимутального и полярного углов падения оценивается на уровне 20%. Наиболее сильно это влияние проявляется при скользящих углах падения (более 70-80°), когда коэффициент пропускания СП начинает резко увеличиваться.

Также установлено, что максимум плотности потока продуктов распыления у СП направлен в сторону источника ионов, в отличие от гладкой поверхности, где поток распыленных частиц направлен в противоположную сторону от источника.

Литература:

1. Влияние золотого покрытия на механические свойства микропроволоки, используемой для вязания крупногабаритных трансформируемых антенн. В.И. Халиманович // Вестник Томского государственного университета Математика и Механика. 2016. С. 80-87.

2. Основы технологии трикотажного производства: Учеб. пособие для вузов. / Л.А. Кудрявин, И.И. Шалов. М.: Легпромбытиздат, 1991. – 496 с.

3. Распыление под действием бомбардировки частицами. Вып. III. Характеристики распыления частиц, применения в технике/ Р. Бериш, К. Виттмак, Р. Легрейд, Э. Мак-Кланахан, Б. Сандквист, В. Хауффе, В. Хоффер; Пер. с англ./ под ред. Р. Бериша и К. Виттмака. – М., Мир, 1998. – 551 с.

Конструкции моделей сопловых устройств с внутренним дефлектором для измерения тяги и давления в потоке

[1]Богданов В.Н., [2]Хмелевский А.Н.
[1]МАИ, [2]МГУ, г. Москва, Россия

Как один из вариантов сопловых устройств (СУ), способных конкурировать с традиционными соплами Лаваля, рассматривается СУ с полузамкнутой полостью – резонатором с кольцевым входным сечением и коническим (цилиндрическим) выходным соплом. Преимуществом такого СУ по сравнению с традиционными соплами является его компактность и свойство авторегулируемости, то есть приспособляемости к внешним условиям полёта при изменении параметров атмосферы.

В общем случае через радиальное кольцо перпендикулярно к оси в резонатор подаются со звуковой скоростью высокотемпературные продукты сгорания или энергонасыщенная активированная рабочая среда, которая догорает и истекает в окружающее пространство. В

работе рассмотрены конструкции моделей СУ с внутренним дефлектором и описаны их особенности, связанные с измерением тяги СУ и давления в потоке, а также давления на тяговой стенке сопла. На импульсном аэродинамическом стенде НИИ механики МГУ проводятся исследования течения в подобных соплах и их тяговых характеристик. В процессе рабочего цикла стенда в СУ реализуется квазистационарная фаза истечения газа длительностью 50-100 мс.

Поскольку процесс продувки СУ на стенде быстропротекающий, рабочие частоты датчиков должны быть достаточно высоки. Кроме того, диапазон исследуемых температур рабочей среды может достигать 3500 К. Это требует использования при монтаже датчиков элементов тепловой защиты, которая не должна существенно занижать их частотные характеристики. При измерении усилия к конструкции с тензометрическим датчиком предъявляются требования по минимизации массы подвижной части системы измерения тяги.

На основании ранее проведенных исследований разработаны конструкторские модели СУ, обеспечивающие возможность измерения тяги и давления газа в потоке, а также давления на поверхности тяговой стенки СУ. Представлены рекомендации по монтажу датчиков давления.

Численное моделирование газообмена в двухтактном двигателе

[1]Борисенко И.В., [1]Гришин Ю.А., [2]Бакулин В.Н.
[1]МГТУ им. Н.Э. Баумана, [2]ИМП РАН, г. Москва, Россия

В настоящее время на первый план выходит проблема снижения токсичности выпускных газов. В поисках снижения токсичности выхлопа уже был применен ряд весьма эффективных мер: повышение давления наддува, непосредственный впрыск топлива в камеру сгорания, система изменения фаз газообмена, сложное электронное управление и др.

Исследования и практическое применение показали, что для решения проблемы токсичности в определенных пределах может быть использован способ подачи в цилиндры двигателя части выпускных газов вместе со свежим зарядом. На сегодняшний день наибольшее распространение получила так называемая система EGR. В ней реализуется принцип внешней рециркуляции, когда определенная часть выпускных газов отбирается из выпускной системы и передается на впуск. В конструктивном отношении система достаточно проста и надежна, но не лишена недостатка – отбор и перемещение части газов из системы выпуска на впуск сопровождается заметными газодинамическими потерями.

Однако требуемую долю выпускных газов в цилиндре можно обеспечить, не путем возвращая их через систему EGR с соответствующими газодинамическими потерями, а просто оставляя эту часть газов в цилиндре в результате неполной очистки во время газообмена. Это явление хорошо известно, как характерная особенность двухтактных двигателей.

Расчетные данные показывают значительное превосходство двухтактного двигателя с клапанным газораспределением по сравнению с современными четырехтактными двигателями. Даже четырехтактные двигатели с несколько большим рабочим объемом имеют меньшие мощности и крутящий момент.

Двухтактный двигатель с клапанным газораспределением имеет значительные преимущества по сравнению с четырехтактным. Мощность и крутящий момент увеличиваются до 40% во всем диапазоне частоты вращения. Внутренняя рециркуляция с получением доли выпускных газов в пределах 18% обеспечивает требуемое на сегодняшний день и перспективное снижение токсичности выхлопа. Двигатель с таким сочетанием характеристик будет востребован во всех сферах применения: от средств малой механизации, автомобилей, тепловозов до легкомоторной и беспилотной авиации.

Численное моделирование нагрева стенки камеры сгорания жидкостных ракетных двигателей малой тяги при импульсном режиме работы

Боровик И.Н., Боровиков Д.А., Морозова Ж.А.
МАИ, г. Москва, Россия

При разработке новых жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ) наряду с традиционным экспериментальным подходом широкое применение получили методы

математического моделирования рабочих процессов и автоматизация огневых экспериментов. Математическое моделирование сопровождает весь цикл производства двигателя, позволяет значительно сократить сроки и стоимость разработки ЖРД МТ.

Рассматривается методика моделирования нагрева стенки камеры сгорания и его охлаждения после выключения двигателя, в трехмерной нестационарной постановке с помощью программного комплекса Ansys CFX. На первом этапе задавались граничные условия для газа в камере сгорания, проводился расчет в стационарном режиме. Результат стационарного расчета использовался в качестве начального приближения для нестационарного расчета прогрева стенки ЖРД. Для использования результата прогрева стенки одновременно с расчетом, при холодном состоянии течения в камере сгорания использовался короткий промежуточный расчет с изолированной стенкой. В заключительный расчет охлаждения стенки в качестве начальных условий подкладывался файл с результатом расчета горячей стенки из изолированной постановки и начальное состояние газовых областей, заданное с помощью функций. Ключевыми особенностями методики являются многоступенчатое использование стационарных и нестационарных расчетов, использование различным способом заданных начальных приближений, использование симметрии двигателя, а также использование при моделировании разных шагов по времени для различных расчетных областей.

В результате расчета были получены картины течения в двигателе в горячем и холодном состоянии, а также изменение теплового состояния стенки двигателя в течение 100 секунд работы и последующих 100 секунд остывания.

Совокупность рассматриваемых приемов позволяет моделировать динамику работы двигателя в течение длительного времени (минуты, часы) в трехмерной постановке, в условиях ограничения по времени и вычислительным ресурсам.

Разработка двухконтурного малоразмерного двигателя для беспилотного летательного аппарата

Боровиков Д.А., Ионов А.В., Тезиков С.Е., Спирин И.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Малоразмерные газотурбинные двигатели (МГТД) с тягой до 1000 Н получают все большее распространение. При этом все серийные МГТД выполнены по одновальной одноконтурной схеме, что не позволяет им достичь высоких удельных параметров.

В данной работе рассмотрены: способ профилирования малоразмерного сверхзвукового вентилятора методом многокритериальной оптимизации в квазитрехмерной постановке с учетом прочностных свойств; вариант конструкции малоразмерного двухконтурного двигателя на базе одноконтурного. Рроведен расчет работы турбины в трехмерной постановке на нерасчетных режимах по давлению и температуре на входе, а также в случае регулируемого сопла; в программном комплексе ThermoGTE проведен термогазодинамический расчет малоразмерных двигателей с различными температурами газа и степенями двухконтурности с учетом ограничений по балансу мощностей и прочности лопаточных машин, с использованием характеристик всех узлов, рассчитанных в трехмерной постановке, построены высотно-скоростные и дроссельные характеристики двигателей; проведено сравнение параметров двигателей на режиме число Маха 0, высота 0 м; на режиме “максимал” между собой и с двигателем прототипом; разработана математическая модель для моделирования полета ЛА с двигателем в программных комплексах ThermoGTE и MathLab (без учета инерционности роторов двигателей); разработана математическая модель для моделирования динамики полета ЛА с учетом динамики работы двигателя в программном комплексе Amesim; выполнен расчет аэродинамических характеристик ЛА с учетом истечения реактивной струи на различных углах атаки в трехмерной постановке; в программном комплексе MathLab выполнено моделирование полетных задач с различными двигателями, проведено сравнение двигателей по критериям высокого уровня: дальность, скорость и высота полета.

Результаты расчета показали, что переход к двухконтурной схеме может привести к снижению удельного расхода топлива на 20% и увеличению тяги на 50% без увеличения температуры, снижению удельного расхода топлива на 30% и увеличению тяги до 300% в случае увеличения температуры до современного уровня, при максимальной степени двухконтурности.

В системе летательного аппарата замена двигателя привела к увеличению высоты полета с 3000 до 9000 м, увеличению скорости полета с 0.25 до 0.5 числа Маха, увеличению дальности полета с 600 до 1500 км.

Исследование теплового и механического взаимодействия коаксиальных цилиндрических пар энергетических установок

Быков Л.В., Ежов А.Д., Артемчук Н.В., Арефьев Н.О.
МАИ, г. Москва, Россия

Ряд технических устройств (цилиндрические пары качения и скольжения, элементы термоэмиссионных преобразователей, реакторов, композитных камер сгорания и др.) имеют прилегающие друг к другу поверхности коаксиальных цилиндров. В случае прохождения теплового потока через подобную пару цилиндров, в зоне контакта образуется температурный перепад и, как следствие, контактное термическое сопротивление.

Одной из главных особенностей контактирования замкнутых поверхностей, образованных полыми цилиндрами, посаженными один в другой с натягом или предварительным зазором, является зависимость давления на посадочных поверхностях от температурного режима, размеров цилиндров, посадки, теплофизических и механических свойств контактирующих материалов.

Разработанная методика определения контактного термического сопротивления на основе реальной профилограммы поверхностей позволяет интегрировать расчеты термической проводимости, в зависимости от изменяемого давления, в тепло-прочностный расчет контактирования коаксиальной цилиндрической пары энергетической установки.

Разработанные другими авторами аналитические зависимости по определению контактного термического сопротивления имеют ограниченное применение, поскольку получены при специфических условиях эксперимента и для узкого круга материалов. Таким образом, при применении в конструкции новых материалов, в том числе композиционных, существует определенная погрешность, не позволяющая достоверно определить тепловые поля и поля эквивалентных напряжений в изделии.

Использование реальной профилограммы поверхности контактирующих деталей, соблюдение граничных условий использования позволит на раннем этапе исключить вышеописанные погрешности и в конечном итоге решить главные проблемы контактирования коаксиальных цилиндрических пар энергетических установок.

Исследование аэродинамических характеристик лопаточных венцов турбины высокого давления газогенератора малой размерности

Вятков В.В., Ремизов А.Е.
РГАТУ, г. Рыбинск, Россия

Базовые газогенератор ТРДД “малой” размерности будет иметь приведенных расход воздуха по параметрам на выходе из компрессора порядка 3,5 кг/с. В данных условиях сложно получить высокие значения КПД турбины высокого давления (ТВД). Кроме совершенствования методов автоматизированного проектирования, необходимо учитывать размерность и систему охлаждения лопаток при определении аэродинамических характеристик лопаточных венцов на ранних этапах проектирования

На современном этапе лопаточные решетки ТВД ТРДД относятся к промежуточному типу с точки зрения динамики вторичных течений в межлопаточных каналах. Вторичные течения начинают взаимодействовать между собой в межлопаточном канале. Именно физическая сложность слабого взаимодействия вторичных течений делает определение аэродинамических характеристики решеток такой размерности сложной задачей. Авторами

проведен широкий спектр численного и экспериментального исследования сопловых аппаратов ТВД в условиях, характерных для ТВД газогенератора ТРДД малой размерности. По результатам исследований можно сделать следующие выводы.

1. Выбор основных параметров лопаточных венцов ТВД необходимо производить с учетом влияния вторичных течений на распределение углов потока и потерь по межлопаточному каналу.

2. Уменьшение высоты проточной части соплового аппарата сопровождается изменением угла выхода потока и перераспределением потерь по межлопаточному каналу.

3. Перспективным способом снижения интенсивности вторичных течений в межлопаточном канале является профилирование торцевых поверхностей. При работе лопаточных венцов с цилиндрическими торцевыми поверхностями в условиях начала взаимодействия вторичных течений несимметричное профилирование торцевых поверхностей позволяет исключить это взаимодействие, снизив тем самым потери в лопаточных венцах.

4. Уже на ранних стадиях проектирования турбины необходимо вводить конструктивные мероприятия по повышению газодинамической эффективности проточной части. При этом для каждого типа решетки применять свои методы борьбы с вторичными течениями.

Анализ состояния ЖРД после огневого испытания с использованием диагностической модели, содержащей контур автомата разгрузки и стояночного уплотнения ТНА

Гемранова Е.А., Мартиросов Д.С.
НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

Проведен анализ работы ЖРД на основе диагностической модели, содержащей контур автомата разгрузки и стояночного уплотнения ТНА. При этом использованы данные телеметрии, полученные после проведения огневых испытаний (ОИ), завершившихся штатно, с аварийным отключением по командам, сформированным системой аварийной защиты при достижении параметрами ЖРД предельных значений.

Применение диагностической модели ЖРД, включающей контур автомата разгрузки и стояночного уплотнения, для анализа технического состояния ЖРД обеспечивает получение информации не только о прямо измеряемых параметрах рабочих процессов в основных агрегатах ЖРД, но и о величине осевой силы, действующей на радиально-упорный шарикоподшипник в насосе окислителя турбонасосного агрегата ЖРД, зазорах в стояночном уплотнении и в автомате разгрузки. Все это обеспечивает существенное увеличение глубины диагностирования состояния ЖРД.

Показано, что в результате диагностирования обнаружены неисправности, вызвавшие дисбаланс сил на радиально-упорном подшипнике насоса окислителя и увеличение давления в стояночном уплотнении насоса окислителя, что явилось причинами аварийных выключений двигателей.

Представлена графическая иллюстрация определения моментов времени возникновения неисправности и ее локализации в контуре автомата разгрузки и стояночного уплотнения и в других контурах ЖРД.

Показано, что в случае рассмотренных видов неисправности система функциональной диагностики, использующая данную диагностическую модель, может выработать команду на выключение двигателя существенно раньше, чем система аварийной защиты, работающая на принципе достижения параметрами ЖРД предельных значений.

Разработка технологии нейросетевого имитационного моделирования

Глуховской Е.С.
НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

НПО «Энергомаш» является разработчиком и производителем уникального унифицированного ряда кислородно-керосиновых ЖРД (РД-170/171, РД-180, РД-191, РД-181), по энергетическим и эксплуатационным характеристикам, превосходящих зарубежные и отечественные двигатели. На сегодняшний день было проведено более тысячи огневых испытаний двигателей РД-170/171. Следует отметить, что достижение таких высоких

характеристик было обеспечено в середине прошлого века не в последнюю очередь благодаря организации экспериментальной отработки узлов, агрегатов и ЖРД в целом на 70-и стендах НПО «Энергомаш», что оказалось возможным только при существующих в то время объемах финансирования. В период с 1963 по 1989 гг. в НПО «Энергомаш» совместно с рядом организаций, при общем научном руководстве НИИТП (ныне Исследовательский центр им. М. В. Келдыша) проводились научно-исследовательские, проектно-конструкторские и экспериментальные исследования по космическим ракетным двигателям и энергетическим установкам на основе газофазного ядерного реактора (ГФЯР) для создания газофазного ЯРД (ГФЯРД) и газофазной ЯЭУ (ГФЯЭУ).

В результате выполненных исследований была показана принципиальная возможность создания космических двигательных и энергодвигательных установок с беспрецедентным сочетанием высоких энергетических и энергомассовых характеристик: ГФЯРД с удельным импульсом (2…5) × 103 с при тяге десятки-сотни тонн и ГФЯЭУ с электрической мощностью сотни мегаватт.

Направления развития электроракетных двигателей для малых космических аппаратов многоспутниковых орбитальных группировок

Головин А.С., Сизов А.А., Твердохлебова Е.М., Хартов В.В.
ЦНИИмаш, г. Королёв, Россия

Рассмотрены новые классы задач, активно формирующиеся в мире, в связи с развитием рынка многоспутниковых орбитальных группировок (ОГ) малых космических аппаратов (МКА), для которых в России практически не существует готовых решений по двигательному обеспечению.

Особенность таких ОГ – низкие околоземные орбиты функционирования, требующие регулярной компенсации атмосферного торможения, необходимость точного позиционирования каждого КА в ОГ.

Двигатели для МКА должны обладать следующими характеристиками:

- сверхмалыми массой и габаритами;
- высокой технологичностью, позволяющей быстро перейти к серийному производству;
- высокой надежностью при неограниченном числе циклов включений\выключений;
- малой тягой, высоким импульсом, возможностью дросселирования тяги.

В докладе рассмотрены термокаталитические двигатели (ТКД), стационарные плазменные двигатели (СПД), импульсные плазменные двигатели (ИПД), ионные двигатели (ИД) с различными механизмами ионизации, производство которых организовано в России. Необходимо развивать данные направления, проводить работы по миниатюризации существующих конструкций, обеспечить возможность серийного производства двигательных установок для МКА.

Также рассмотрены ЭРД, по которым в России отсутствует задел: коллоидные электроракетные двигатели (на технологии электроспрей) и ЭРД, использующие в качестве рабочего тела воду. Для преодоления отставания России от других космических держав по этим направлениям необходима их проработка.

Расчёт концентрации заряженных частиц в разрядной камере высокочастотного ионного двигателя

Гордеев С.В., Канев С.В., Хартов С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время для управления движением космических аппаратов используются электроракетные двигатели. Перспективными являются ионные двигатели, так как в них рабочее тело (РТ) переводится в ионизованное состояние и затем ускоряется электростатической силой, что позволяет добиться относительно высокой скорости истечения РТ. Доклад посвящён ионному двигателю с ионизацией РТ в высокочастотном разряде (ВЧИД). Двигатель состоит из керамической разрядной камеры, индуктора, газоэлектрической развязки и ионно-оптической системы. РТ ионизуется в объёме разрядной

камеры, а затем ионы ускоряются в ионно-оптической системе. Для исследования процессов в таких двигателях необходимо создавать математические модели этих процессов. В разрядной камере ВЧИД поддерживается высокочастотный индукционный разряд. Подающийся туда газ (ксенон) ионизуется при соударениях с электронами, ускоренными электромагнитным полем, возникающим при пропускании через индуктор тока высокой частоты. На данный момент существует значительное количество математических моделей разряда в разрядной камере ВЧИД, но они либо недостаточно детально отражают процессы в разряде, либо потребляют значительное количество вычислительных ресурсов. В настоящей работе предложена методика расчёта концентрации заряженных частиц в разрядной камере ВЧИД. Данная методика основана на расчёте траекторий ионов в электрическом поле, возникающем за счёт более интенсивного ухода на стенки из плазмы частиц, обладающих большей подвижностью, электронов. Созданная математическая модель позволяет получить распределение концентрации ионов в расчётной области при умеренном количестве вычислительных ресурсов. Для верификации модели использовалось аналитическое решение для движения ионов в сферическом объёме при постоянной, равномерно распределенной по объёму ионизации. Получена хорошая сходимость расчёта с аналитическим решением. Созданная модель может быть использована для расчёта параметров ВЧИД и для анализа протекающих в разрядной камере процессов.

Моделирование динамического наддува двигателей для беспилотных летательных аппаратов

[1]Гришин Ю.А., [2]Бакулин В.Н.
[1]МГТУ им. Н.Э. Баумана, [2]МАИ, г. Москва, Россия

Периодический характер рабочих процессов в цилиндрах поршневых двигателей является причиной колебательных динамических явлений в их газовоздушных трактах. Эти явления могут быть использованы для существенного улучшения основных параметров двигателей – мощности и топливной экономичности. При этом выполняется настройка впускных труб на динамический наддув, т.е. подбираются длина и проходное сечение индивидуальных труб на каждый цилиндр. Подбор геометрии трубы позволяет обеспечивать приход волны сжатия к цилиндру в наиболее благоприятный момент перед закрытием клапана. Это приводит к существенному увеличению коэффициента наполнения и, как следствие, к приросту мощности на 10-20%, а также повышает топливную экономичность двигателя на 5-10%.

Форсирование двигателя по мощности при одновременном повышении экономичности особенно актуально для поршневых двигателей, устанавливаемых на беспилотные летательные аппараты (БПЛА), поскольку это обеспечит повышение летно-технических характеристик, увеличение полетного времени.

Для расчета нестационарных газодинамических процессов в настоящее время широко применяются численные методы газовой динамики. В данной работе применен численный метод распада разрыва, впервые для перепадов параметров на фронтах элементарных волн использованы специально разработанные нестационарные газодинамические функции от числа Маха. Для записи условий на границах применяются комбинации нестационарных и стационарных газодинамических функций. При этом рассмотрены различные режимы течения.

Проектировочные расчёты воздухо-воздушного теплообменника в составе турбореактивного двухконтурного двигателя большой тяги

Грунин А.Н., Алендарь А.Д., Силуянова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Воздухо-воздушный теплообменник (ВВТ) оказывает значительное влияние на эффективность системы охлаждения и характеристики двигателя в целом. Но на ранних этапах разработки двигателя не представляется возможным выбрать единственное исполнение ВВТ, ввиду существенных различий его конструктивных схем и характеристик.

Существенная многорежимность современных двигателей и необходимость глубокого регулирования системы охлаждения требует учёта характеристик ВВТ начиная с самых ранних этапов проектирования. Например, на этапе предпроектных оценок двигателя, когда конструктивное исполнение ВВТ объективно не может быть однозначно определено, данное требование может быть выполнено за счёт использования обобщенной математической модели (ММ) ВВТ, которая физически корректно свяжет управляющие и управляемые (входные и выходные) параметры ВВТ в предпроектной математической модели двигателя.

В данной работе на основе применения математической модели многозаходного теплообменного аппарата трубчатой конструкции в математической модели двигателя определены геометрические и теплогидравлические характеристики ВВТ системы охлаждения турбины демонстрационного двигателя в классе тяги 35-40 тс на максимальном крейсерском режиме работы, соответствующем числу Маха полета М=0,85 и высоте Н=11 км.

В качестве допущений принято, что относительный расход охлаждающего воздуха постоянен по режимам работы ГТД, потери давления на входе в канал, в котором расположен ВВТ, и на выходе из него составляют по 1%. Секундный расход горячего теплоносителя определяется уровнем моделирования системы охлаждения турбины. Вычисление потерь по тракту «горячего» теплоносителя осуществляется по коэффициенту сопротивления и располагаемому напору, который может быть целевым образом использован в системе охлаждения. Гидравлическое совершенство ВВТ, а также канала, в котором расположен ВВТ, определяют потери давления «холодного» воздуха.

Были получены следующие результаты: ВВТ длиной 0,131 м и с массой трубчатой матрицы 4,43 кг представляет собой 8-заходный пакет из 164 поперечно омываемых трубок (5×0.3, нержавеющая сталь) коридорного типа, равномерно заполняющих сечение наружного контура двигателя. Такая конфигурация обеспечивает выполнение основных требований по охлаждению и потерям давления охлаждающего воздуха (3,3% без учёта потерь в подводящих коллекторах) и дополнительным потерям (1,8%) в наружном контуре двигателя.

Определение допустимого дисбаланса ротора через динамические коэффициенты влияния

Давыдов А.В., Шарков А.А., Армянинов А.А., Плешаков А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Одним из ключевых вопросов обеспечения конкурентоспособности газотурбинных двигателей (ГТД) является необходимость повышения их удельных характеристик при одновременном уменьшении габаритов, массы, стоимости жизненного цикла, вредных выбросов и шума. Следствием этого является проблема обеспечения требуемого совокупного ресурса, важный фактор которого – вибрация. Поэтому снижение вибрационной активности представляет собой важнейшую задачу. В свою очередь, одним из основных факторов, влияющих на вибрацию, является дисбаланс роторов, который формируется на этапах их изготовления, сборки, балансировки и т.д.

В существующих международных стандартах ISO основной величиной, характеризующей вибрационное состояние, является виброскорость. Эти документы устанавливают допустимое значения виброскорости на невращающихся частях двигателя. С другой стороны, стандарты рекомендуют устанавливать значение допустимого дисбаланса в пределах класса точности балансировки. На практике определение допустимого дисбаланса не всегда осуществимо или влечет за собой дорогостоящие испытания, поэтому на предприятиях допустимые значения дисбаланса зачастую определяются на основе компромисса между рекомендациями стандартов и производственными возможностями, что не всегда обеспечивает допустимый уровень вибрации серийного изделия.

Для упрощения подобных исследований предлагается методика определения допустимого дисбаланса через динамические коэффициенты влияния, учитывающая необходимые требования к виброскоростям на статоре ГТД и вибрационные свойства конкретной конструкции. Методика наглядно показана на демонстрационной модели, а также опробована на экспериментальной установке.

Метод, представленный в данной работе, позволяет устанавливать технические требования к уровню балансировки различных компонентов двигателя. Он может быть применен для расчета допустимых значений дисбаланса на основе технических требований к скоростям колебаний, а также может быть использован в качестве дополнения к существующим рекомендациям.

Исследование методологии топологической оптимизации – классификация типовых ошибок при проектировании силовых конструкций ракетно-космической техники

Дзгоев Т.Р., Силуянова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные вычислительные технологии сделали возможным применение такой технологии, как топологическая оптимизация. Топологическая оптимизация – это технологический подход к оптимизации конструкции, направленный на поиск наилучшего распределения материала в расчетной области для заданных нагрузок и граничных условий. Применение этого мощного инструмента поиска оптимальных решений инженерных проблем на этапе проектирования помогает найти вариант дизайна конструкции с наиболее рациональным распределением материала и пустот в объеме изделия, что заметно снижает его массу. Данная технология нашла применение во множестве различных отраслей, таких, как авиация, машиностроение, протезирование, ракетостроение и пр. Направление оптимизации топологии возникло сравнительно недавно с появлением высокопроизводительных вычислительных машин. Впервые задача оптимизации топологии была рассмотрена в 1988 г. С тех пор топологическая оптимизация быстро развивается. При использовании метода гомогенизации заданная проектная область разбивается на конечные элементы. Затем вводится функция плотности материала, которая характеризует процентное отношение используемого материала в определенных местах проектной области. Оптимальное распределение плотности для каждого элемента определяется из ограничений на главные напряжения.

Производство таких изделий требует особого технологического подхода. Некоторые изделия, прошедшие топологическую оптимизацию, можно изготовить на станках с ЧПУ, но для сложных сетчатых конструкций такой вид изготовления не подходит. Для изделий сложной формы отлично подходят аддитивные технологии изготовления – применение 3D-принтеров.

Аддитивное производство позволяет создавать изделия любой формы с точностью до нескольких микрометров.

В настоящее время 3D-печать, или аддитивное производство, позволяет создавать цельные трехмерные объекты практически любой геометрической формы на основе цифровой модели. 3D-печать базируется на концепции построения объекта последовательно наносимыми слоями, отображающими контуры модели.

Оценка влияния жёсткости подшипников на динамическое состояние роторной системы

Дормидонтов Н.Е., Ткач В.В.
НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

Современное развитие техники характеризуется повышением мощности быстроходных машин и механизмов. Создание машин с высокой частотой вращения роторов ведет к возрастанию их динамической нагруженности и увеличению влияния колебаний на их работу. Именно вибрационное состояние во многом определяет ресурс и надежность машины, интенсивность и характер износа подшипников, точность выполнения заданного процесса и т.п.

Данная работа посвящена исследованию влияния жесткости подшипников на динамическое состояние роторной системы. Система представляет собой типичную конструкцию для турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя. Турбонасосный агрегат выполнен по одновальной схеме и состоит из осевой одноступенчатой реактивной турбины,

одноступенчатого шнекоцентробежного насоса окислителя и двухступенчатого шнекоцентробежного насоса горючего.

Ротор опирается на два подшипника – радиальный и радиально-упорный. Обычно жесткостью подшипников либо пренебрегают, считая жесткость бесконечной, либо принимают ее постоянной. В данной работе учтено, что фактически жесткость подшипника нелинейно зависит от действующей на него нагрузки из-за зазоров и контактных явлений между кольцами и шариками.

Расчеты проводились с применением современного программного обеспечения, использовался метод конечных элементов. Контактная задача решалась методом Герца.

Таким образом, в данной работе для описанной выше системы рассмотрены три случая: абсолютно жесткие подшипники, подшипники с постоянным значением жесткости и подшипники с нелинейной жесткостью. Для каждого случая получены собственные частоты и формы колебаний, построены диаграммы Кемпбелла для нахождения критических скоростей вращения, определены границы устойчивости работы ротора.

Моделирование контактного взаимодействия пар керамика-металл в узлах современных энергоустановок

Ежов А.Д., Меснянкин С.Ю., Талалаева П.И., Артемчук Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Основная задача при разработке любого устройства – обеспечение максимальной эффективности. Повысить эффективность энергоустановки можно за счет повышения КПД или удельной работы. В свою очередь, это повышает температуру газа перед турбиной, что негативно сказывается на металлических компонентах, в особенности на первых рядах лопаток, где температура достигает высоких значений. Поиск оптимального материала, новых соединений, определение теплового режима, прочностных характеристик соединений является приоритетной задачей в работе конструктора.

Керамические материалы, керамоматричные композиты в соединении с металлом получили наибольшее распространение в промышленности. Например, из этих материалов изготавливаются колёса турбин, турбинные форсунки, камеры сгорания ЖРД, сопловые насадки, керамические лопатки. Однако их применение может быть ограничено прочностными свойствами материалов.

Ввиду неплотности, соединения, при протекании теплового потока через контактирующие узлы возникает температурный перепад, и как следствие, в зоне контакта появляется контактное термическое сопротивление. Неучет различия механических свойств материалов может привести к тому, что напряжение, созданное в паре металл-керамика, вызовет растрескивание сразу же после их соединения. Это объясняется различием температурного коэффициента линейного расширения материалов. В керамике образуются мельчайшие трещины, обусловленные процессом производства.

Разработанная методика определения контактного термического сопротивления на основе реальной профилограммы поверхностей позволяет получить достоверные значения поля температур поверхностей контакта и межконтактного давления. В современных программных комплексах существует возможность интегрировать полученные расчеты термической проводимости, в зависимости от изменяемого давления, в тепло-прочностной расчет контактирования пары деталей из керамики и металла. Всё это позволит учесть особенности контактного взаимодействия пар керамика-металл в узлах современных энергоустановок и в конечном итоге получить более надежные соединения.

Плотный углерод-углеродный композит на нетканой основе для применений в ионно-оптических системах ионных двигателей

Елаков А.Б.
АО «Композит», г. Королёв, Россия

Электроды ионно-оптических систем, изготовленные из углерод-углеродных композиционных материалов, подвержены меньшим температурным деформациям по

сравнению с металлическими электродами (титановые и молибденовые сплавы). При этом углерод-углеродные композиты обладают меньшими коэффициентами ионного распыления и лучше противостоят межкристаллитной коррозии. Традиционные углерод-углеродные композиты на нитяной основе отвечают большинству требований к материалам электродов ионно-оптических систем, за исключением шероховатости поверхности, вызванной структурной неоднородностью углеродных каркасов, которая наследуется получаемыми на их основе композитами.

В АО «Композит» разработан новый тип углерод-углеродного композиционного материала на основе армирующего углеродного каркаса марки Ипресскон® на нетканой волокнистой основе окисленного полиакрилнитрила (ПАНа), имеющий однородную мелкопористую структуру (диаметр пор – от 10 до 30 мкм), а также разработана технология производства высокоплотного композита на его основе. Применение этого материала для изготовления электродов ионно-оптических систем позволяет существенно уменьшить шероховатость их поверхностей, при этом сохраняя низкую плотность (1,80-1,90 г/см^3) и высокую размеростабильность в широком диапазоне температур. Показана возможность изготовления электродов ионно-оптической системы ионного двигателя малой мощности на основе разработанного композита. Исследованы свойства полученного материала, представлены результаты испытаний в НИИ ПМЭ МАИ высокочастотного ионного двигателя малой мощности с электродами из этого материала.

Исследование рабочих процессов в отводящих магистралях центробежных насосов ЖРД

Журавлев В.Н., Мартиросов Д.С.
НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

Исследуются причины возникновения и способы подавления гидродинамических колебаний в отводящих магистралях центробежных насосов ЖРД, выполненных по схеме дожигания генераторного газа. Установлено, что в этих магистралях на некоторых режимах огневых испытаний наблюдается повышенная динамическая активность: в спектрах пульсаций давления компонентов топлива преобладают мощные составляющие на частотах мерцания лопаток центробежных колес.

Проведен анализ контуров, связанных с отводящими магистралями, в которых возможно возникновение неустойчивости:

1. Насос окислителя – камера сгорания газогенератора.
2. Насос горючего первой ступени – дроссель горючего – контур охлаждения камеры – камера сгорания.
3. Насос горючего второй ступени – регулятор расхода – камера сгорания газогенератора.

Для анализа динамики процессов в рассмотренных контурах разработана математическая модель течения малосжимаемой жидкости без учета податливости стенки. Модель составлена из блоков, которые описывают инерционные, ёмкостные и резистивные характеристики жидкости.

Проведен расчетный анализ причин возникновения колебательных процессов, который показал, что резонансные колебания возникают на частотах мерцания лопаток центробежных колес насосов при их совпадении с собственными частотами исследуемых контуров, связанных с отводящими магистралями.

В качестве способа подавления колебаний в отводящих магистралях центробежных насосов ЖРД предлагается в местах пучности волн установить элементы конструкции, включающие резонаторы Гельмгольца.

Анализ методов оценки параметров колебаний при испытаниях деталей и узлов ГТД

Ильинская О.И., Телешов В.О., Краснов О.М., Ильин С.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Оценка динамического поведения конструкций на основе определения форм и частот колебаний является необходимым условием прогнозирования ресурса и надёжности

авиационных газотурбинных двигателей. Однако при сопоставлении теоретических и экспериментальных результатов возникают несоответствия.

Работа посвящена проблеме соотношения эксперимента и теории при испытаниях деталей и узлов авиационной техники. Анализ методом конечных элементов (МКЭ) является инструментом теоретиков, экспериментальный модальный анализ используется экспериментаторами. Цель таких исследований заключается в нахождении резонансных частот и соответствующих им форм колебаний на ожидаемых частотах вращения. Может быть принят общий частотный диапазон вибраций ГТД от 10 до 10000 Гц. Вне этого диапазона обычно отсутствуют значительные составляющие вибрации.

Существует ряд причин, почему формы колебаний, полученные экспериментальным путём, не согласуются с формами, определёнными аналитически. Наиболее важная из причин, вероятно, заключается в несовпадении граничных условий в методе конечных элементов и в эксперименте. Если граничные условия различны, то и формы колебаний будут отличаться друг от друга, как, например, в случае колебаний консольнозакрепленного стержня и стержня со свободными концами. И очень часто трудно воспроизвести в эксперименте те же самые граничные условия, которые сконструированы при построении конечно-элементной модели.

На основании анализа рассмотренных примеров авторы дают рекомендации по согласованию частот и форм колебаний модели с реальной конструкцией. Конечно-элементная модель должна воспроизводить условия работы реальной конструкции, а не наоборот.

Приведены характерные для деталей и узлов газотурбинных двигателей формы колебаний с соответствующими им частотами, указаны основные источники возникновения вибраций, рассмотрены закономерности вибрационных процессов и особенности их градации.

Разработка программного обеспечения сквозного проектирования малоразмерных авиационных двигателей

Ионов А.В., Боровиков Д.А., Минин А.К., Алпатов И.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Актуальными задачами проектирования двигателей являются автоматизация проектировочных расчетов, характеристик двигателей и их узлов, моделирование различных процессов в двигателях, а также системный подход к этим расчетам.

В рамках данной работы, на языке программирования C#, был разработан ряд программных модулей, автоматизирующих проектирование малоразмерных реактивных двигателей: модуль предварительного газодинамического расчета двигателя, позволяющий получить основные газодинамические параметры двигателя по проточной части и выбрать параметры термодинамического цикла; модули расчета геометрии узлов: центробежного компрессора, камеры сгорания, турбины и реактивного сопла, в том числе с построением лопаток и формированием txt файлов, для передачи в CAD-системы, расчета в CAE-системах и возможности интеграции в циклы оптимизации с программными комплексами IOSO, Optimus и т.д. Для автоматизации функционального моделирования двигателей были разработаны модули прогнозирования характеристик компрессоров и камер сгорания, формирующие выходные файлы таблиц для последующего импорта в соответствующие программные комплексы, реализован экспорт в программные комплексы ThermoGTE и Amesim, а также в Excel-таблицы для использования с MathLab Simulink; помимо этого, реализована подпрограмма для передачи ВСХ из ThermoGTE в программу “Самолет-Двигатель”.

В разработке находятся модели для автоматизации построения геометрии воздухозаборников, лопаток осевых турбомашин, включая сверхзвуковые вентиляторы, сопел с уменьшенным тепловым излучением, прогнозирование характеристик турбин, воздухозаборников и сопел, собственный модуль расчета ВСХ, дроссельных режимов и переходных режимов ГТД, а также модуль расчета двигателя в системе ЛА при выполнении полетной задачи, что позволит проектировать двигатель, ориентируясь на критерии высокого уровня, такие, как дальность полета.

Разработанные модули позволяют существенно ускорить и упростить проектировочные расчеты узлов и построение геометрии проточной части двигателя, а также подготовку к функциональному моделированию двигателя и построению ВСХ. В перспективе разрабатываемый комплекс позволит решать комплексную задачу проектирования оптимального двигателя под летательный аппарат с набором полетных миссий.

Экспериментальное исследование на установке «Интерферометр с потоком» ЦАГИ, в канале которой при наличии образца ЗПК образуются два стыка импеданса

Ипатов М.С., Яковец М.А.
ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

Для уменьшения шума вентилятора и турбины авиационного двигателя используются звукопоглощающих конструкций (ЗПК) на стенках каналов, вдоль которых распространяется шум. Эффективность работы ЗПК определяется точностью настройки его параметров. Настройка импеданса ЗПК на максимальное звукопоглощение осуществляется на установках типа «Интерферометр с потоком». Для повышения эффективности настройки ЗПК на режимы их работы в трактах авиадвигателей необходимо учитывать больше факторов, реализующихся в натурных условиях, необходим учет нескольких стыков, образующихся при установке ЗПК в канале, на основе точных аналитических решений.

Были проведены экспериментальные исследования тестовых ЗПК на установке «Интерферометр с потоком». Рабочая часть установки представляет собой длинный узкий канал прямоугольного сечения, плоский испытательный образец помещается заподлицо боковой поверхности канала, а извлечение импеданса основано на характеристиках звукового поля в канале, полученных с помощью микрофонов, установленных на стенках канала. Звук в канале создается с помощью динамиков, расположенных на конце канала, а с помощью вентиляторов создается поток, всасывающийся в канал. Поперечные размеры канала обеспечивают одномодовое распространения звука в области частот 0.5-4 кГц. Для экспериментальных исследований были спроектированы две классические однослойные конструкции (локально реагирующего типа) с геометрическими параметрами: образец 1 – H = 48 мм, F = 12%, d = 1.4 мм, t = 1 мм (глубина воздушной полости, процент перфорации, диаметр отверстий, толщина перфорированной пластины), образец 2 – H = 26 мм, F = 9.9 мм, d = 2.25 мм, t = 1.1 мм. Образцы изготовлены в ЦАГИ на 3D-принтере из пластика ABS. Скорость потока в канале до 100 м/с. В качестве полезного сигнала использовался мультисинус, состоящий из девяти третьоктавных частот в диапазоне 500-3150 Гц, с суммарным уровнем звукового давления 140 дБ. В эксперименте были задействованы 20 микрофонов B&K Type 4944A по 4 в жёсткостенной и 12 в рабочей части установки, напротив образца. Такая расстановка обеспечивает полную информативность экспериментальных данных при наличии стыков импеданса. По экспериментальным данным были получены акустические характеристики ЗПК и валидирован аналитический подход к расчету звукового поля в прямоугольном канале при наличии двух скачков импеданса.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке Гранта РФФИ №18-32-00908 мол_а.

Исследование электрических пробоев в газоэлектрических развязках высокочастотных ионных двигателей малой мощности

Каширин Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Доклад посвящён исследованию газоэлектрических развязок (ГЭР) для высокочастотных ионных двигателей малой мощности (ВЧИД ММ). Рассматриватся несколько вариантов исполнения ГЭР, использующихся в качестве устройств, предотвращающих возникновение пробоя по газу между элементами системы подачи рабочего тела, находящимися при работе ВЧИД под высоким электрическим потенциалом и имеющими потенциал корпуса изделия. Делается вывод о преимуществе применения в высокочастотном ионном двигателе, работающем в широком диапазоне изменения расхода, газоэлектрической развязки с гидросопротивлением в виде пористой структуры.

Представлена экспериментальная установка, разработанная в НИИ ПМЭ МАИ, обеспечивающая проведение испытаний ГЭР в условиях, максимально приближённых к натурным условиям эксплуатации, а именно при наличии высокочастотного поля и плазмы в газоразрядной камере (ГРК). Данная установка позволяет вести исследования в широком диапазоне изменения расхода ксенона (от 0,05 до 0,5 мг/с), потенциала плазмы в ГРК (1000 ÷ 2000 В) и мощности ВЧ-поля (до 300 Вт). При этом контролируются давление в газоэлектрической развязке и токи утечки, возникающие при начале пробоя.

Получена зависимость напряжения пробоя от давления в ГЭР, при фиксированной длине её диэлектрической части, которая показывает, что при напряжениях порядка 2000 В и расходе ксенона ~0,05 мг/с, давление на входе в газоэлектрическую развязку должно быть не менее 30 мм рт. ст.

Делается вывод об отсутствии влияния ВЧ-поля на напряжение пробоя ГЭР исследованного типоразмера.

Исследование фреттингостойкости композитных покрытий ВТ6/TiC, полученных методом лазерной наплавки порошкового материала

[1]Клейменов П.И., [1]Ляховецкий М.А., [2]Мацаев А.А., [3]Попарецкий А.В.
[1]МАИ, [2]ТСЗП, [3]ОКБ имени А. Люльки – филиала ПАО «ОДК-УМПО», г. Москва, Россия

Периодически изменяющиеся силы, возникающие во время работы газотурбинного двигателя (ГТД), вызывают вибрационный изгиб лопаток вентилятора и крутильные напряжения. Для снижения таких эффектов используются бандажные полки, которые значительно изменяют характеристики вибрации лопаток и венца в целом. Лопатки устанавливаются с нулевым зазором между контактными поверхностями бандажных полок, что позволяет исключить наиболее опасную первую форму изгибных колебаний лопаток. Несмотря на положительный эффект от использования бандажных полок, имеется и конструктивный недостаток: фреттинг-износ контактных поверхностей, вызванный микроперемещениями под действием периодически изменяющихся сил. Данный вид износа особенно опасен для титановых сплавов, используемых для изготовления вентиляторных лопаток.

Перспективным решением этой проблемы является использование метода лазерной наплавки для нанесения композиционного материала. В качестве композиционного материала в работе рассматривается смесь порошков титанового сплава ВТ6 с карбидом титана (TiC) в различных соотношениях (15/85, 20/80, 25/75, 30/70).

Испытания на фреттингостойкость проводились на специальной машине трения, реализующей возвратно-поступательные движение трущихся тел. Для сравнительного анализа фреттингостойкости формируемых композиций покрытий был также изготовлен образец по штатной технологии методом индукционной пайки порошкового материала ВК8 (180 ... 250 мкм) припоем ВПр6. Испытания образцов проводились в следующих условиях: внешняя среда – воздух; температура образца – комнатная; контактное давление 150 МПа; смещение 0,7 мм; контактная форма в зоне трения – плоскость/плоскость; частота 10 Гц; время испытаний 360 минут. Проведенные исследования показали, что использование технологии прямого лазерного нанесения позволяет получать фреттингостойкие композитные покрытия, трибологические свойства которых выше по сравнению с покрытием, полученным по технологии пайки зерен твердого сплава ВК8. Наилучшие результаты по фреттингостойкости показала композиция покрытия, включающая ВТ6/TiC в соотношении 15/85.

Технология создания прирабатываемого уплотнения контактной пары в турбореактивных двигателях

Князян Л.Е., Ширяев Б.И., Ткаченко В.Ф.
ММП имени В.В. Чернышёва, г. Москва, Россия

Предметом доклада на данную тему является разработка технологии способа крепления материалов контактной пары, служащей уплотнением между торцами лопаток и корпусом турбины высокого давления (ТВД). Данного результата можно достичь, если корпус ТВД

будет оснащен специальным истираемым материалом, а торцы лопаток – абразивно-износостойким материалом. Вышеуказанную технологию предполагается применять как при создании новых турбореактивных двигателей, так и при ремонте уже имеющихся.

В газотурбинном двигателе (ГТД) рабочее колесо турбины высокого давления (РК ТВД) при работе увеличивается по наружному диаметру за счёт теплового расширения, а также за счет действия центробежных сил, возникающих при вращении ротора с установленными в нём турбинными лопатками, поэтому приходится между корпусом турбины и торцами перьев турбинных лопаток выполнять зазор, величина которого выбирается из условия недопущения заклинивания ротора относительно внутренней поверхности корпуса. Чем больше зазор, тем больше через него протекает высокотемпературного газа, минуя каналы, образуемые турбинными лопатками, что снижает тягу и увеличивает расход топлива.

От одного поколения двигателей к другому растёт температура рабочего газа перед турбиной. Прирабатываемые контактные пары нового поколения могут более качественно уплотнить зазор между торцами перьев лопаток и корпусом, а также повысить их работоспособность и КПД турбореактивного двигателя в целом.

Для реализации данной технологии необходимо использовать материалы, которые способны выдерживать температуру 1100°С и выше. В качестве такого истираемого материала для контактной пары торец лопатки – корпус можно использовать материалы на основе дискретных металлических волокон. Такие волокна имеют диаметр порядка 10…30 мкм и длину 5 мм. Данные волокна получают методом экстракции из жаростойких сплавов. За рубежом их получали методом гальванического осаждения никеля или меди. В качестве материала волокон используется сплав Fe-Cr-Al-Y с рабочей температурой до 900°С. В качестве жаростойкого покрытия используется $SiC-SiO_2$. Такое покрытие защищает поверхность волокон, оно способно выдерживать рабочую температуру до 1100°С.

Использование данного прирабатываемого покрытия увеличит срок службы лопаток ТВД и увеличит КПД турбореактивного двигателя.

Конструктивные особенности и параметры современных и перспективных силовых установок большой тяги и степени двухконтурности узко- и широкофюзеляжных самолётов транспортной категории

Кошеварова А.А., Нестеренко В.Г., Иванов И.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматриваются силовые установки (СУ) современных и перспективных ТРДД большой степени двухконтурности, от 8.0 до 15.0, с тягой 120…400 кН, состоящие из двух или четырёх двигателей, например ULTRA FAN RR, ПД 14, ПД 35 и др. Показано, что в широкофюзеляжных дальнемагистральных самолётах целесообразно использовать более экономичную двухдвигательную компоновку СУ. Так, например, снят с производства четырёхдвигательный широкофюзеляжный дальнемагистральный самолёт Airbus A340. Было произведено около 377 таких самолётов, и не было ни одного происшествия со смертельным исходом за 20 с лишним лет интенсивной эксплуатации. Они в целом успешно эксплуатировались, в том числе и на сверхдальних маршрутах. В 2011 году Airbus принял решение снять A340 с производства, и он был заменён более экономичными двухдвигательными конкурентами – Boeing 777 и 787, Airbus A330 и A350. В процессе проведённых расчётных исследований использовался критерий стоимости жизненного цикла, который включает в себя проектировочные и производственные расходы, а также эксплуатационные затраты по поддержанию силовой установки в рабочем состоянии и восстановлению или замене повреждаемых в эксплуатации отдельных узлов (модулей), их деталей и агрегатов обвязки. С этой целью представлены ряд примеры разделения современных ТРДД на отдельные модули горячей и холодной части двигателя и численные значения их ресурсов в часах и циклах.

Среди наиболее важных, критичных технологий, связанных с созданием двигателей большой степени двухконтурности, рассмотрены особенности проектирования конструкции лопаток первой ступени вентилятора, полых, из тонкостенного титана, и из углерод-углерода,

усиленного титановыми нитями. Дана их сравнительная газодинамическая и прочностная оценка. Вторая критичная технология, рассмотренная в данной работе – это создание рабочей лопатки первой ступени турбины с плёночным охлаждением, обеспечивающим высокую температуру газа перед турбиной 1850-1950 К, в которой должна охлаждаться как вогнутая, так и выпуклая сторона её профильной части. В заключение приведены примеры конструкции узлов ТРДД и ТРДРД с большой степенью двухконтурности, которые обеспечивают выполнение современных требований по вредным выбросам и шуму, с учётом перспектив их ужесточения.

Совершенствование технологии ультразвуковой алмазной обработки деталей ДЛА из высокопрочной керамики

Кравцов Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

К материалам деталей авиационных двигателей и ракетных установок предъявляются повышенные требования, такие, как снижение массы и уменьшение габаритов, минимизация износа узлов трения, увеличение ресурса деталей и механизмов авиационного двигателя, увеличение рабочих температур.

Высокопрочная керамика отвечает большинству этих требований, так как обладает необходимыми свойствами, такими, как удельная прочность, значительная удельная жесткость, высокотемпературная прочность и износостойкость.

Обработка высокопрочной керамики традиционными методами сопряжена со значительными трудностями: высоким износом режущего инструмента, образованием дефектов на обрабатываемой поверхности (сколов, трещин), а также низкой шероховатостью поверхности и низкой точностью обработанных деталей.

С целью снижения износа режущего инструмента, повышения качества обработанной поверхности и обеспечения необходимой точности была предложена технология, основанная на воздействии ультразвуковых колебаний на процесс обработки данных материалов.

В данной работе рассматривается воздействие ультразвуковых колебаний на процесс обработки высокопрочной керамики и оценивается эффективность предложенного метода по сравнению с традиционными.

Определены оптимальные условия обработки высокопрочной керамики, позволяющие изготавливать детали с высокой производительностью и необходимым качеством поверхности.

Были разработаны конструкции ультразвуковых излучателей, изготовлены опытные образцы, адаптированные к использованию на стандартном металлорежущем оборудовании, обеспечивающие выполнение требований к деталям авиационных двигателей, изготавливаемым из керамических материалов.

Оценка области эффективного применения комбинированной двигательной установки в составе перспективного межорбитального буксира

Кургузов А.В., Бирюков В.И., Козлов А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Эффективное использование массы рабочего тела для выполнения космических транспортных операций позволяет увеличить долю полезной нагрузки, тем самым увеличивая общую эффективность использования массы космического аппарата (КА). Основным фактором, определяющим эффективность использования массы рабочего тела, является скорость его истечения. Поэтому в перспективных космических аппаратах всё активнее используются электроракетные двигательные установки (ЭРДУ). Использование в ЭРДУ внешнего источника энергии позволяет разгонять рабочее тело до значительно более высоких скоростей, чем в химических двигателях, где верхняя граница скорости ограничена энергией, выделяемой в ходе химических реакций используемых компонентов топлива. Однако ЭРДУ могут обеспечить лишь малую тягу, что ограничивает область их применения и накладывает ограничения на диапазон возможных транспортных операций. Для перспективных КА

выполнение транспортных операций в широкой области массово-временных показателей возможно при совместном применении двигателей различных типов в составе единой комбинированной двигательной установки (КДУ). Однако применение таких КДУ сопряжено с необходимостью ещё на проектном этапе определить состав КДУ, наиболее полно отвечающий выполняемой транспортной операции и известным параметрам КА.

Для решения поставленной проблемы предложен метод поиска рационального состава двигателей КДУ. В основу предлагаемого метода положен принцип сравнения, для различных задаваемых параметров, значений целевой функции, отражающей эффективность транспортной операции с учётом затраченной массы рабочего тела, времени выполнения транспортной операции и других важных показателей, влияющих на общую эффективность. Используя методы математического моделирования, можно, варьируя состав КДУ, оценить области эффективного применения КДУ, определить затраты рабочего тела и время выполнения транспортной операции.

Для тестирования предложенного метода был разработан математический аппарат, написан программный код, выявлены необходимые проектные зависимости. В ходе моделирования тестовой транспортной операции, были определены параметры, при которых применение комбинированной двигательной установки является обоснованным.

Предложенный метод позволяет на проектном этапе определить целесообразность применения КДУ для выполнения КА заданных транспортных операций и выявить наиболее рациональный состав такой КДУ.

Трансформируемые конструкции космических аппаратов, задачи и возможные пути их решения

[1]Ладыко М.А., [1]Еремин А.Г., [2]Верстаков А.В., [3]Ромадова Е.Л.
[1]МАИ, [2]Красная Звезда, [3]НИКИЭТ, г. Москва, Россия

Ограниченные габариты отсека полезной нагрузки ракеты-носителя и появление космических аппаратов (КА), имеющих в орбитальном положении значительные осевые габариты (десятки метров), ставят задачу трансформируемости конструкций. Примером таких конструкций являются КА, снабжённые функциональным модулем (ФМ) с системой обеспечения теплового режима (СОТР) и удаленным от приборного отсека (ПО) КА на расстояние 20-30 м. Реализация такой конструкции может быть осуществлена методом телескопического отодвижения либо раскладыванием конструкции КА. Каждый метод имеет свои преимущества и недостатки. При телескопическом отодвижении существуют сложности в прокладке электрических кабелей для передачи электропитания, а при раскладывании конструкции имеет место недостаточная жесткость конструкции КА в орбитальном положении. На её увеличение направлены конструктивные решения, заключающиеся в создании дополнительных поясов жёсткости. Причём эти пояса жёсткости играют положительную роль как в орбитальном, так и в стартовом положении. Оценочные расчёты частот собственных колебаний, существующих трансформируемых конструктивных схем КА подтвердили целесообразность используемых решений.

Геометрия элементов системы развертывания – силовых балок, а именно применение балок цилиндрической формы, дающей возможность реализации дополнительных поясов жёсткости в стартовом и орбитальном положениях, позволяет разместить на них излучающие панели СОТР с большей площадью.

В телескопических системах, помимо сложностей с прокладкой кабельных линий, возникает задача оптимальной интеграции теплоизлучающих панелей СОТР с системой отодвижения КА. Одним из вариантов конструкции, отвечающей всем предъявляемым к ней требованиям, является конструктивная схема, в которой совмещены телескопическая система отодвижения КА и система раскладывания панелей СОТР, закреплённых на ферменных створках, шарнирно соединенных друг с другом. При этом решается проблема передачи теплоносителя между панелями, с помощью трансформируемых элементов в шарнирных узлах. Кроме того, можно использовать створки для прокладки по ним кабельных линий.

Рассмотренные выше конструктивные методы, по нашему мнению, являются базой для дальнейших разработок трансформируемых конструкций КА с учётом предъявляемых к ним требований.

Численное моделирование процессов в низкоэмиссионной камере сгорания ГТД с двухступенчатым фронтовым устройством

[1]Ламтюгина А.В., [2]Шаков Н.В.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]ШТУ, г. Шанхай, Китай

Низкоэмиссионные камеры сгорания находят все большее применение во многих отраслях: авиационные двигатели гражданского и военного назначения, различные наземные энергоустановки. При проектировании таких камер сгорания встречается большое количество трудностей, связанных со сложностью моделирования процесса горения и верификации полученных результатов. Одной из основных проблем при создании низкоэмиссионной КС является качественное смешивание топлива с воздухом с последующим полным сгоранием смеси. Возникла потребность в рациональном моделировании процессов горения в низкоэмиссионной камере сгорания ГТД для решения этой проблемы.

В данной работе решалась задача получения значений эмиссионных характеристик для камеры сгорания газотурбинного двигателя с двухступенчатым фронтовым устройством. Расчет выполнялся в программном комплексе Ansys CFX. Для упрощения расчетов была выбрана конструкция камеры трубчато-кольцевого типа, благодаря которой можно получить значения эмиссионных характеристик, избежав трудоемких расчетов. Также в ходе расчета было произведено сравнение трех различных по геометрическим размерам топливных форсунок.

Результаты, полученные в данной работе, позволяют получить детальное представление о процессе низкоэмиссионного горения, а также о влиянии геометрии топливной форсунки на образование окислов азота (NO_x) и оксида углерода (CO) в КС, что в последующем позволит создать двигатели с более низким выбросом вредных веществ в атмосферу.

Современные тенденции развития электрических ракетных двигателей в России и в мире

Ловцов А.С.
Центр Келдыша, г. Москва, Россия

В докладе представлен обзор современного состояния дел в области электрических ракетных двигателей (ЭРД) в России и в мире, проанализированы главные тенденции развития ЭРД в соответствии с потребностями основных потребителей.

Значительную часть современного рынка ЭРД занимают электронагревные (ЭНД), холловские (ХД) и ионные двигатели (ИД). При этом ЭНД теряют долю рынка из-за худших по сравнению с ХД и ИД характеристик. На перспективном рынке двигателей для микрокосмических аппаратов (КА) начинают системно применяться импульсные плазменные и электроструйные двигатели, причём ЭРД применяются, в том числе, для КА массой 1-3 кг.

Россия занимает уверенные позиции в области ЭРД средней мощности (200 Вт – 40 кВт). Российские ХД занимают более 50% рынка ЭРД всех типов для геостационарных КА и более 90% рынка собственно ХД. Разработаны и доведены до стадии лётных испытаний ХД с разрядным напряжением 500 В и 800 В, которые не имеют аналогов в мире. Использование повышенных напряжений разряда позволяет повысить удельный импульс тяги двигательной установки и уменьшить массу рабочего тела на борту. При этом использование двигателя КМ-75 с разрядным напряжением 800 В позволяет снизить затраты рабочего тела более чем в 1,6 раза по сравнению с широко используемым в настоящее время двигателем СПД-100В, который имеет разрядное напряжение 300 В. На финальную стадию наземной экспериментальной отработки (подтверждение ресурсных характеристик) выведен опытный образец ИД мощностью до 3 кВт, который позволяет снизить затраты рабочего тела ещё более чем в 1,65 раза.

В то же время намечается серьезное отставание в части создания научно-технического задела и разработки опытных образцов двигателей в области микроЭРД (до 200 Вт) и ЭРД сверхвысокой мощности (100 кВт и более). Работы по двигателям в данных сегментах активно ведутся как в США, так и в странах Западной Европы.

Исследование влияния индуктивности разрядного канала цепи на характеристики абляционного импульсного плазменного двигателя

Любинская Н.В., Дьяконов Г.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Для малоразмерных космических аппаратов массой менее 50 кг наиболее перспективным вариантом двигателя управления движением является абляционный импульсный плазменный двигатель с энергией менее 20 Дж (микро-АИПД), обладающий такими достоинствами, как малая масса, простота конструкции, возможность точной дозировки импульса, достаточно высокий ресурс, постоянная готовность к работе, низкая инерционность.

При создании АИПД с энергией разряда более 50 Дж, с целью увеличения электродинамического КПД, который в значительной степени определяется отношением ёмкости конденсаторной батареи C к начальной индуктивности разрядной цепи L_o, стремятся

к снижению начальной индуктивности. Считалось, что для АИПД с небольшими энергиями разряда (менее 20 Дж) необходим такой же подход, несмотря на то что низкая ёмкость конденсаторной батареи не позволит достичь оптимального соотношения C/L_o. Результаты расчёта и эксперимента, однако, показывают, что для микро-АИПД увеличение начальной индуктивности разрядного контура, вопреки предположениям, положительно влияет на характеристики АИПД, снижая расход рабочего тела и увеличивая, главным образом, удельный импульс тяги.

Это объясняется тем, что, несмотря на снижение электродинамического КПД разрядного контура, увеличивается длительность разряда, и тем самым улучшается согласование ввода энергии и массы в разрядный канал.

Указанная особенность разрядной цепи АИПД с малой энергией разряда позволяет найти новый подход к проектированию микро-АИПД и улучшить его удельные характеристики.

Расчётно-экспериментальное определение коэффициента распыления углерод-углеродного композиционного материала по результатам ресурсных испытаний ионного двигателя ИД-200КР

[1]Мадеев С.В., [1]Селиванов М.Ю., [1]Шагайда А.А., [1]Ловцов А.С., [2]Бушуев С.В.
[1]Центр Келдыша, [2]МГТУ «СТАНКИН», г. Москва, Россия

В ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» ведётся разработка ионного двигателя ИД-200 КР с диаметром пучка 200 мм. Газоразрядная камера двигателя выполнена по схеме с ионизацией рабочего тела в разряде постоянного тока. Двигатель оснащён двухэлектродной ионно-оптической системой, электроды которой имеют плоскую форму и выполнены из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ).

Согласно опубликованным данным [1-3], замена металлических электродов на электроды из углеродных материалов (в частности УУКМ) позволяет в несколько раз увеличить ресурс двигателя. Коэффициент распыления УУКМ может меняться в зависимости от технологии изготовления заготовок электродов, что оставляет вопрос скорости эрозии материала ускоряющего электрода открытым.

Доклад посвящён определению коэффициента распыления УУКМ по результатам 1000-часовых ресурсных испытаний двигателя ИД-200КР. В настоящем исследовании оптическим методом измерена глубина ямок на внешней поверхности ускоряющего электрода. Моделирование процесса эрозии единичной апертуры проводилось численно в трёхмерном приближении. В докладе приводятся результаты расчётно-экспериментального определения коэффициента распыления УУКМ, а также сравнение с опубликованными данными коэффициентов распыления различных углеродных материалов.

Литература:

1. M. Tartz, H. Neumann, H. Leiter, J. Esch "Pyrolytic Graphite And Carbon-Carbon Sputter Behavior Under Xenon Ion Incidence", IEPC 2005-143, 29th International Electric Propulsion Conference, Princeton University, October 31 - November 4, 2005

2. John D, Williams, Differential Sputtering Behavior of Pyrolytic Graphite and Carbon-Carbon Composite Under Xenon Bombardment, AIAA 2004-3788

3. R.P. Doerner, D.G. Whyte, D.M. Goebel "Sputtering Yield Measurements During Low Energy Xenon Plasma Bombardment", J. App. Phys. Volume 93, Number 9, 2003

Математическая модель высокочастотного ионного двигателя с дополнительным постоянным магнитным полем

Мельников А.В., Канев С.В., Назаренко И.П., Хартов С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Экспериментальные исследования [1,2] показали, что дополнительное постоянное магнитное поле в области ВЧ-разряда позволяет повысить эффективность работы высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД). Однако для снижения затрат времени и средств при отработке других ВЧИД целесообразно иметь простой инструмент для оценки влияния как дополнительного магнитного поля, так и внесённых изменений в конструкцию двигателя

на его интегральные характеристики. Исходя из этого целью представленной работы была разработка упрощённой математической модели, позволяющей в короткие сроки и с приемлемой точностью производить расчёт основных характеристик ВЧИД.

В предложенной модели рассматривается двухмерная осесимметричная постановка задачи, которая численно решается в программном пакете COMSOL Multiphysics [3].

Для проверки предсказательной способности модели были использованы экспериментальные данные, полученные на лабораторной модели ВЧИД малой мощности с диаметром пучка 80 мм, источником дополнительного магнитного поля в которой являлась обмотка постоянного тока. Сравнение расчёта с экспериментом производилось по зависимостям величины извлекаемого ионного тока пучка от силы тока в дополнительной обмотке и от ВЧ-мощности при наличии и при отсутствии дополнительного магнитного поля. Так как модель позволяет оценить и изменение распределения локальных параметров плазмы под воздействием дополнительного магнитного поля, была также проведена верификация и по результатам зондовых исследований в одном из сечений разрядной камеры.

Анализ результатов расчёта показал, что предложенная инженерная модель в широком диапазоне режимов работы ВЧИД позволяет оценить интегральные характеристики с погрешностью не более 25%. С учётом скорости расчёта и низких требований к вычислительным ресурсам её можно рекомендовать к использованию при предварительном проектировании ВЧИД с источником дополнительного магнитного поля.

Литература:

1. Мельников А.В., Хартов С.А. Экспериментальное исследование высокочастотного ионного двигателя с дополнительным магнитным полем // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2018. №3. С. 4-11.

2. Кожевников В.В., Мельников А.В., Назаренко И.П., Хартов С.А. Высокочастотный ионный двигатель с дополнительной магнитной системой // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2019. №3. С. 40–51.

3. Официальный сайт разработчика COMSOL [Электронный ресурс] URL: https://www.comsol.com/ (дата обращения: 28.08.2019).

Применение методов интенсификации теплообмена в теплообменных аппаратах повышенной эффективности

Мякочин А.С., Сводин П.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Теплообменные аппараты нашли широкое применение во многих отраслях, в особенности в авиационно-космической, нефтеперерабатывающей и энергетической. В настоящее время перед современными инженерами-конструкторами остро стоят вопросы увеличения эффективности цикла газотурбинного двигателя и улучшения его технических характеристик. Однако прочностные свойства применяемых в конструкции турбин материалов ограничивают их в свободе действий.

С целью повышения возможной температуры на лопатках, применяются системы охлаждения лопаток турбин, одним из элементов которой является теплообменный аппарат-рекуператор. Горячий воздух из проточной части проходит через теплообменный аппарат, установленный в наружном контуре двигателя, где поперечно омывается холодным воздушным потоком второго контура. Далее охлажденный воздух попадает в систему охлаждения лопаток турбины.

Однако современные теплообменные аппараты достаточно громоздки и имеют большую массу, что особенно сказывается в ракетостроении. Уменьшение массогабаритных характеристик позволило бы увеличить массу полезной нагрузки, выводимой на орбиту и повысить тактико-технические характеристики летательных аппаратов.

В связи с этим актуальной проблемой является повышение эффективности теплообменных аппаратов, а именно, интенсификации теплообмена. Достичь этого эффекта можно путем искусственной турбулизации потока, создания отрывных зон внутри каналов.

В данной работе приводится обзор существующих способов интенсификции теплообмена: оребрение, создание искусственной шероховатости, трубы, изготовленные накаткой, применение вставок и т.д.

Определение оптимального метода измерений толщины многослойной конструкции из композиционных материалов и его метрологическое обеспечение

Назырова О.Р., Афанасьев В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Актуальность работы обусловлена определением оптимального метода измерений толщины многослойной конструкции из композиционных материалов (далее – КМ) среди большого количества методов измерений, существующих в настоящее время, но которые в той или иной степени не могут подойти для получения результата измерений.

Целью работы является определение, путём сравнительного анализа различных методов измерений, существующих в настоящее время, оптимального метода измерений толщины многослойной конструкции из КМ с получением результата измерений с наименьшей погрешностью измерений.

С каждым годом применение КМ при производстве авиационной техники, двигателей и других составных частей становится более распространенным ввиду большого количества преимуществ КМ, таких как:

1) лёгкость (что является одним из важных показателей для авиастроительной промышленности);

2) высокая удельная прочность;

3) высокая износостойкость и т.д.

После создания КМ необходимо измерить его толщину по всей длине и ширине, чтобы она была равномерной или толще (тоньше) в определенных местах, с учётом заданных предельных отклонений, которые предусмотрены в технической документации на разработку конкретной детали или составной части самолёта или двигателя.

В настоящее время существует большое количество методов измерений толщин КМ, которые по выражению результата измерений можно подразделить на прямые и косвенные. К сожалению, прямые измерения предусматривают нарушение целостности композиционного материала, что является большим недостатком данного метода. Косвенные измерения включают в себя и бесконтактные методы измерений, что конечно же является большим преимуществом, так как не нарушается целостность КМ. Стоит также учесть тот факт, что для некоторых трёхслойных КМ (в центре которых может находиться сотовый, волнистый или другие виды заполнителей), бесконтактный метод измерения с помощью дефектоскопа или вихретоковым способом измерения толщины может не подойти, так как будут искажены результаты измерений.

В заключение необходимо отметить, что для обеспечения корректной работы авиационного двигателя и самолёта в целом, а также уменьшения количества бракованных деталей из КМ, необходимо своевременно и качественно выполнять измерения толщины КМ, что в дальнейшем обеспечит их безопасную эксплуатацию.

Методика моделирования эксплуатационных повреждений компрессора авиационных ГТД

Нгуен Тхань Шон, Сиротин Н.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Из-за повреждения входной кромки рабочей лопатки компрессора происходит уменьшение хорды профиля и изменение радиуса входной кромки, что в конечном итоге приводит к изменению характера обтекания воздушным потоком повреждённой лопатки. Аналитический метод позволил установить, что повреждение входных кромок рабочих лопаток компрессора в виде забоин приводит к уменьшению абсолютного значения расходной составляющей скорости. Моделирование процесса обтекания профиля поврежденных лопаток компрессора авиационного ГТД с использованием программ вычислительной газодинамики (CFD)

позволило установить закономерности изменения характера обтекания с разными конфигурациями забоин. Повреждение входных кромок лопаток в одном локальном месте не влияет на характер обтекания соседних неповреждённых лопаток. Повреждения лопаток в нескольких местах по высоте формируют локальные срывные зоны в местах повреждений, разные по величине в зависимости от уровня повреждения и места расположения повреждения. С увеличением уровня повреждения возрастает интенсивность турболизации пограничного слоя, приводят к уменьшению запаса газодинамической устойчивости компрессора. Повреждения в виде забоины приводят к уменьшению местных значений повышения давления, КПД и запаса газодинамической устойчивости всех режимов работы компрессора. С уменьшением длины хорда лопаток уменьшается запас газодинамической устойчивости. Кривизна забоин влияет на качество функционирования компрессора, т.е. приводит к уменьшению запаса газодинамической устойчивости из-за изменения характера обтекания воздушным потоком повреждённой лопатки.

Оптимизация конструктивного облика и параметров силовой установки с ТВД (ТВлД) мощностью 600…800 Квт

Нестеренко В.Г., Ерофеев Т.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается конструктивная схема и параметры силовой установки (СУ) с ТВД (ТВлД), предназначенной для установки на лёгкие однодвигательные самолёты, типа EMB 314 Super Tucano или Pilatus PC-21, а также вертолёты типа Ка-126. Такая СУ в настоящее время спроектирована, это ВК 800 С(В), с одноступенчатым центробежным компрессором: степень повышения давления в компрессоре 9.0, максимальная температура газа перед турбиной 1270 К, мощность 592 КВт. Двигатель спроектирован по «обратной» схеме, где за винтом находится поворотный, на 180°, выхлоп горячих газов, а входной канал атмосферного воздуха располагается за силовой турбиной и газогенератором, т.е. вход воздуха в двигатель развёрнут относительно местоположения винта на 180°. Окружная скорость на выходе из его центробежного колеса (ЦБК) равна 650 м/сек. В свою очередь, частота вращения ротора также выбрана высокой, равной 42000 об/мин, чтобы снизить наружный диаметр и увеличить ширину ЦБК в его проходном сечении на выходе. Величина скорости воздуха на выходе из рабочего колеса компрессора сверхзвуковая, наличие пограничного слоя на стенках ЦБК приводит к тому, что угол выхода газа из ЦБК по ширине колеса переменный. В результате выполненных исследований выявлены возможности повышения её мощности, надёжности и экономичности: можно увеличить её мощность на взлётном режиме с 820 до 850 л.с. и на максимальном чрезвычайном режиме до 925 л.с. за счёт повышения температуры газа перед турбиной до 1370 К, и сохранить неохлаждаемыми рабочие лопатки турбины газогенератора, раскрутить ротор турбины газогенератора до 45000 об/мин., аналог – ТВД фирмы Турбомека, Франция, RTM 333, и увеличить расход воздуха за счёт большей площади входного сечения воздухозаборника, использовать в сечении на входе в воздухозаборник площадь зазора в его верхней части – между входным каналом и обводом мотогондолы. Необходимо: разработать противообледенительную систему воздухозаборника (ПОС), входного канала мотогондолы и систему контроля появление льда, защитные конструкции, устанавливаемые во входном канале воздухозаборника; спроектировать обводы выхлопного патрубка в виде овала, ориентированного в горизонтальном направлении; спроектировать и установить рекуператор в выхлопном патрубке двигателя. Всё это позволит существенно повысить топливную экономичность двигателя.

О результатах разработки эпитаксиальной структуры трёхкаскадных солнечных элементов GaInP/GaAs/Ge со средним значением КПД 29,5%

Нестеренко И.И., Скачков А.Ф., Скачкова Л.Н.
ПАО «Сатурн», г. Краснодар, Россия

Солнечное излучение является основным источником энергии космических летательных аппаратов (КА).

В условиях постоянного повышения требований к энерго-массовым и эксплуатационным характеристикам КА предприятия-поставщики систем электропитания (СЭП) КА ведут непрерывную работу по модернизации выпускаемых изделий.

Поскольку базовыми элементами современных СЭП КА являются трёхкаскадные солнечные элементы на основе соединений A3B5, увеличение их коэффициента полезного действия (КПД) и повышение устойчивости к воздействию факторов космического пространства (ФКП) являются первостепенными задачами космической энергетики, решение которых позволит проектировать и создавать КА, способные выполнять большее количество целевых задач в период САС.

С учетом современных требований к энергетическим и эксплуатационным характеристикам солнечных элементов, в ПАО «Сатурн» была разработана и внедрена в производство технология изготовления трёхкаскадных солнечных элементов GaInP/GaAs/Ge со средним значением КПД 29.5%, включающая эпитаксиальное наращивание гетероструктур A3B5 методом МОС-гидридной эпитаксии, операции пострстовой обработки и контрольно-измерительные процедуры.

Для проведения наземных квалификационных испытаний была изготовлена контрольная партия солнечных элементов, результаты которых подтвердили применимость данных солнечных элементов на всех типах орбит. Измерения электрических параметров проводилось на имитаторе солнечного излучения непрерывного действия производства TS Space Systems (Англия), при температуре 28°C и уровне освещенности AM0(1367±7) Вт/м2.

Данный тип солнечных элементов успешно прошел радиационные испытания в специализированных центрах (НИИЯФ МГУ им. М.В. Ломоносова и НИЦ Курчатовский институт – ИТЭФ), подтвердил радиационную стойкость, не уступающую лучшим мировым аналогам.

Дальнейшее повышение эффективности солнечных элементов связано с увеличением количества каскадов, что также будет способствовать увеличению САС солнечных элементов.

Проектирование динамической структуры двигателя с целью минимизации виброактивности

Николаев И.В., Леонтьев М.К., Давыдов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В современных условиях развития отрасли двигателестроения для гражданской авиации все более предпочтительным вариантом становятся двухконтурные ВРД с большой степенью двухконтурности. Это обуславливается высокими показателями экономичности и тяги.

Одним из важных этапов при проектировании подобных двигателей является прогнозирование вибрационного поведения ТРДД. Для этого проектируется динамическая структура будущего двигателя. Она включает в себя совокупность массово-инерционных, жесткостных и демпфирующих характеристик двигателя. Динамическая структура двигателя определяет положение собственных и критических частот, места резонансов и в конечном итоге вибрации в местах установки датчиков. Проектирование динамической структуры прототипа, начиная с этапа компоновки его конструктивно-силовой схемы, не только существенно упростит задачу оценки вибрационного поведения, но и позволит решать многие вопросы, связанные с динамической прочностью, проектированием опорных узлов, оценкой влияния жёсткостных характеристик на критические скорости двигателя и т.д.

Целью данной работы является демонстрация поэтапного проектирования динамической структуры двигателя. Проектирование выполнялось с использованием программного комплекса DYNAMICSR4, позволяющего учитывать множество параметров конструктивно-силовой схемы: температуру, модули упругости, массово-инерционные характеристики, жёсткостные и демпфирующие свойства силовых элементов и т.д.

На начальных этапах проводится разработка модели роторов, определение собственных частот этих роторов, оценка подшипниковых узлов, определение необходимости использования упруго-демпферных элементов и т.д. На следующем этапе создаётся уточнённая модель динамической структуры двигателя – добавляются корпуса, подвеска,

пилон, уточняются конкретные конструкторские решения для отдельных динамических моделей. И наконец, происходит решение задач, определяющих стабильность вибрационных характеристик и низкую виброактивность двигателя.

Условие динамического взаимодействия летательного аппарата при стендовых испытаниях

Петрова Е.Н., Сальников А.Ф.
ПНИПУ, г. Пермь, Россия

Экспериментальные методы исследования являются неотъемлемой частью изучения процессов, происходящих при отработке вновь создаваемых двигателей РДТТ. В силу специфики условий работы двигателя, требований по высокой надежности и обеспечения выполнения поставленных задач, огневые стендовые испытания являются одной из обязательных стадий создания новых РДТТ. Поэтому анализ причин, приводящих к расхождению «ожидаемых» характеристик ракетного двигателя с фактически измеренными значениями в процессе его отработки на стенде является актуальной задачей исследования, позволяющей оценивать влияние динамических взаимодействий конструктивных элементов стенда на надежность работы ракетного двигателя в составе летательного аппарата. При динамическом изменении параметров изделия характер влияния частот взаимодействия между элементами стенда летательного аппарата приводит к разбросу измеряемых параметров (тяги, давления) в ЛА.

Для определения ряда частотных гармоник, которые приводят формированию волнового поля стенда при испытании двигателя, был разработан алгоритм определения собственных частот элементов стенда, который базируется на математической модели как системы дискретных масс с упруго-диссипативными связями.

Разработанная математическая модель позволяет не только провести оценку фактического значения при измерении мощности испытываемой модели в определённом диапазоне оборотных частот, но и оценить структуру динамического взаимодействия элементной базы любого стенда. Определив возможные диапазоны частотного взаимодействия конструктивных элементов, с помощью определенных модернизаций можно существенно снизить расхождения измеряемых параметров с фактическими (расчетными), тем самым решить задачу управления работы двигателя.

Чтобы выявить влияние на частотные характеристики массогабаритных характеристик РДТТ, были проведены экспериментальные испытания на модельных двигателях «топливо-корпус». Полученные условия корреляции частотных характеристик стенда на изменение параметров стенда РДТТ показали, что при выгорании топлива частота РДТТ стремится к частоте его корпуса. С изменением давления и температуры внутри камеры сгорания РДТТ, происходит изменение диссипативных свойств его конструкции.

Оценка запасов усталостной прочности деталей авиационных двигателей из ПКМ по результатам динамических испытаний

Попов Г.В., Архипов А.Н., Равикович Ю.А., Холобцев Д.П.
МАИ, г. Москва, Россия

В ходе модернизации компрессора низкого давления двигателя регионального самолета был разработан разделитель потоков из полимерного композиционного материала, который обладает меньшим весом, проще и дешевле в изготовлении. Однако до постановки на двигатель разделитель должен пройти серию испытаний, в частности, испытания по определению его предела выносливости, необходимые для оценки запаса усталостной прочности.

Вначале были проведены испытания всего разделителя. Собранная конструкция устанавливалась на вибростенд. Однако при проведении резонансных испытаний не удалось выйти на необходимый уровень напряжений в разделителе из-за ограниченных возможностей существующих вибростендов.

Для получения предела выносливости было предложено вырезать из разделителя потоков отдельные конструктивные элементы. Форма и размеры элементов были выбраны таким образом, чтобы их собственная частота испытаний была близка к собственной частоте колебаний разделителя потоков на двигателе. Закрепление конструктивного элемента на вибростенде проводится с использованием стандартного крепежа разделителя на двигателе таким образом, чтобы начало усталостного разрушения конструктивных элементов совпадало с местом максимальных напряжений на разделителе.

Перед испытаниями на трехмерных моделях разделителя потоков и вырезанных из него образцов были определены частоты собственных колебаний и места максимальных динамических напряжений.

Усталостные испытания конструктивных элементов разделителя проводились методом ступенчатого увеличения нагрузки на базе 107 циклов. Для определения места и характера повреждений разрушенные образцы исследовались с помощью оптического и электронного микроскопа.

Полученные значения пределов выносливости сравнивались с динамическими напряжениями, замеренными при тензометрировании разделителя потоков в процессе предварительных испытаний двигателя, и по полученным результатам оценивался запас усталостной прочности.

Разработанная методика позволяет с минимальными затратами проводить оценку запасов усталостной прочности деталей авиационных двигателей, для которых локальное сопротивление усталости существенно зависит от особенностей конструкции и технологии изготовления.

Работа была выполнена при финансовой поддержке Министерства Образования и Науки Российской Федерации в рамках выполнения комплексного проекта № 2017-218-09-172.

Разработка холловского двигателя мощностью 100 Вт

Саевец П.А., Комаров А.А., Олотин С.В., Савченко К.А.
ОКБ «Факел», г. Калининград, Россия

С миниатюризацией техники появилась возможность создавать космические аппараты (КА) микрокласса массой 10-100 кг, которые могут решать различные научные задачи. Такие КА можно запускать в качестве попутной нагрузки при выведении более тяжелых КА. Возможности микроспутников существенно расширились бы при использовании эффективных электроракетных двигателей. С их помощью можно будет осуществлять довыведение аппаратов на целевые орбиты с дальнейшим поддержанием их параметров, а по завершении эксплуатации быстро сводить в плотные слои атмосферы.

Разработана лабораторная модель холловского двигателя номинальной мощностью 100 Вт. Анодный блок двигателя содержит магнитную систему, анод-газораспределитель. Разрядный канал двигателя имеет средний диаметр 18 мм. Двигатель укомплектован катодом-компенсатором, функционирующим в авторежиме при токе разряда 1 А и катодном расходе ксенона 0,1 мг/с. Для работы при меньших токах катод необходимо подогревать мощностью около 12 Вт. Магнитная система включена в цепь разряда, что упрощает алгоритм функционирования.

На номинальном рабочем режиме при напряжении разряда 150 В и токе 0,55 А сила тяги составляет 4,5 мН, суммарный тяговый КПД 15% и удельный импульс тяги не менее 650 с. Степень ионизации подаваемого в анодный блок ксенона составляет около 85%, а доля ионного тока в токе разряда – не менее 63%.

Хотя двигатель и функционирует при мощности разряда до 50 Вт, однако при снижении тока или напряжения разряда происходит существенное ухудшение эффективности рабочего процесса.

После массогабаритной оптимизации массу двигателя планируется снизить до 0,6 кг.

Лазерная наплавка тепловых аккумуляторов для ёмкостного охлаждения малоразмерных ЖРД

[1]Селиверстов С.Д., [1]Ионов А.В., [1]Боровик И.А., [2]Мацаев А.А.
[1]МАИ, [2]ТСЗП, г. Москва, Россия

Современные пакеты трехмерного моделирования и тепловых расчетов позволяют в кратчайшие сроки прорабатывать различные варианты конструкций узлов теплообмена. Массогабаритные ограничения в малоразмерных жидкостных ракетных двигателях (МЖРД), а также высокие температура потока газа и давление предъявляют высокие требования к сложности конструкций камер сгорания и тепловых аккумуляторов. Традиционные методы изготовления тепловых аккумуляторов (литье) не позволяют реализовать сложнопрофильные конструкции. Однако развитие технологий объемной печати металлом позволяет изготавливать ранее невозможные решения.

В данной работе была изучена применимость аддитивных технологий для изготовления тепловых аккумуляторов МЖРД. В качестве объекта был выбран МЖРД тягой 100 Н. Для оценки применимости объемной печати металлом для решения задачи были изготовлены два сегмента камеры сгорания двигателя: по традиционной технологии (литье металла) и методом объемной печати металлом. Исходя из условий задачи была выбрана технология Direct Metal Deposition (DMD – прямое осаждение металла), поскольку материал теплового аккумулятора необходимо нанести на уже сформированный профиль камеры МЖРД. Материал стенки камеры – сталь 12х18н10т, материал теплового аккумулятора – алюминиевая бронза БрАЖНМц 8.5-4-5-1.5. Полученные образцы изучались с помощью сканирующего электронного микроскопа, где наблюдался ряд дефектов в слое перемешивания у образцов, изготовленных методом литья: поры и микротрещины. Анализ шлифов образцов, изготовленных по технологии DMD показал хорошую однородность в переходном слое и отсутствие видимых дефектов.

Таким образом, технология DMD может являться хорошим технологическим решением для изготовления тепловых аккумуляторов МЖРД по ряду факторов:

- отсутствие необходимости специальной технологической оснастки;
- отсутствие ограничений по сложности геометрии;
- возможность получения анизотропных конструкций;
- высокая скорость изготовления.

Тестирование отечественного программного комплекса «ГиперКуб» для моделирования рабочих процессов в двигательных установках перспективных высокоскоростных летательных аппаратов

Семенов С.А., Батенин И.А.
КТРВ, г. Королёв, Россия

Отсутствие у разработчиков надежных отечественных специализированных программных комплексов (СПК) для полномасштабного моделирования рабочих процессов в двигательных установках перспективных высокоскоростных летательных аппаратов приводит к существенному возрастанию объема их наземных и летных испытаний, что сопровождается ростом финансовых затрат и увеличением сроков выполнения работ.

Используемые разработчиками зарубежные программные комплексы в настоящее время не позволяют в полной мере решать требуемые задачи, в частности, отсутствует возможность моделирования горения капель жидких углеводородных топлив и частиц металлсодержащих твёрдых топлив произвольного состава, и создают нежелательную зависимость от иностранных производителей, что недопустимо при проведении работ в условиях импортозамещения.

Проект по созданию, верификации, валидации и внедрению СПК позволит отказаться от использования зарубежных программных комплексов при проведении НИОКР, снизит уровень затрат на проведение НИОКР, а также повысит уровень достоверности получаемых результатов при моделировании рабочих процессов в реактивных двигательных установках

(например, в ракетно-прямоточных или прямоточных воздушно-реактивных двигателях) перспективных высокоскоростных летательных аппаратов.

В рамках проекта предполагается провести тестирование отечественного программного комплекса для моделирования рабочих процессов в двигательных установках перспективных высокоскоростных летательных аппаратов. При тестировании решаются следующие задачи:

• тестирование пользовательского интерфейса СПК, оценка его эргономичности и удобства;

• верификация СПК, оценка полноты реализации функциональных возможностей на базе сравнительных расчетов модельных задач;

• валидация СПК, оценка качества реализации и точности расчётов на базе результатов экспериментов;

• кроссверификация СПК на базе эталонной задачи для сравнения с аналогичными программными комплексами в одинаковых условиях точности и времени выполнения расчета, эффективности распараллеливания и использования оперативной памяти.

Определение энергии эллипсоидальной капли в потоке при предельном соотношении полуосей

Сергеев М.Н.
РГАТУ, г. Рыбинск, Россия

После первичного дробления струи топлива получившиеся капли оказываются в высокоскоростном потоке, который оказывает на них динамическое воздействие, вследствие которого сферическая капля деформируется и приобретает форму, близкую к эллиптической, точнее форму сфероида. Условия равновесия капли для разных полуосей сфероида разные и определяются зависимостью числа Вебера от соотношения полуосей. Затраты энергии на деформацию капли определяются дополнительной энергией поверхностного натяжения, которую можно определить через изменение площади поверхности капли при ее переходе от сферы к сфероиду. В качестве модели обтекания в работе предлагается использовать потенциальное течение. В этом случае скорость и давление на поверхности капли определяется по известным аналитическим выражениям. Отношение энергии поверхностного натяжения к характерному масштабу работы аэродинамических сил является важным энергетическим параметром динамики капли в потоке. Масштаб работы аэродинамических сил можно определить через динамический напор и объем исходной сферической капли. Энергия поверхностного натяжения может быть определена как произведение коэффициента поверхностного натяжения капли на величину изменения площади поверхности при ее сплющивании. На кривой равновесия капли существует точка максимума, отделяющая область устойчивого равновесия от неустойчивого. Это критическая точка. Значение энергетического параметра при критическом соотношении полуосей сфероида представляет наибольший интерес, так как определяет предельные энергозатраты, при достижении которых капля становится абсолютно неустойчивой.

CFD моделирование рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя на самовоспламеняющихся компонентах топлива

Строкач Е.А., Боровик И.Н., Ромашова М.О.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время большое распространение получило CFD моделирование рабочих процессов в камерах сгорания реактивных и ракетных двигателей. При таком моделировании обычно только один из компонентов топлива находится в жидком состоянии в виде капель. Второй компонент (или оба) поступает в камеру сгорания в газообразном или в сверхкритическом состоянии вещества. Построение и расчет математической модели, описывающей процессы горения, при котором горючее и окислитель поступают в камеру сгорания в жидком виде и являются при этом самовоспламеняющимися веществами, предполагают определённые трудности. Одной из проблем данной тематики является невозможность моделирования воспламенения компонентов топлива, находящихся в жидкой фазе, без привлечения дополнительных математических моделей.

Данная работа описывает возможность проведения моделирования рабочего процесса в жидкостном ракетном двигателе малой тяги на самовоспламеняющихся компонентах топлива, используя математические модели, включенные в программный комплекс ANSYS CFX. Для экономии вычислительных ресурсов моделировался только сектор камеры сгорания. Учитывалось движение капель топлива в камере сгорания, использовалась модель аэродинамического сопротивления и испарения капель. Для расчета самовоспламенения была модифицирована модель горения типа EDM и введено допущение о воспламенении горючего и окислителя в газовой фазе.

В результате численного моделирования было получено распределение теплофизических параметров в камере сгорания ракетного двигателя.

Разработанная методика позволяет учесть влияние параметров системы смесеобразования и завесного охлаждения на рабочий процесс в камере сгорания ракетного двигателя

Оценка влияния вибраций на ресурс трубопроводов малого диаметра ЖРД

Сулейманов И.М., Мартиросов Д.С., Пастухов В.И.
НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

Решается задача обеспечения требуемого ресурса трубопроводов малого диаметра (от 6 до 20 мм) в составе ЖРД, находящихся под воздействием вибрационных нагрузок (в диапазоне частот до 1000 Гц) при огневых испытаниях.

Рассматриваются конкретные виды разрушения трубопроводов в процессе огневого испытания под действием циклических нагрузок. Установлено, что из общего количества агрегатов и узлов, поврежденных из-за воздействия вибраций, 86% приходится на трубопроводы обвязки агрегатов ЖРД, а основные механизмы разрушения – резонансные возмущения и многоцикловая усталость материала конструкции.

Экспериментально определена связь числа циклов нагружения с выработкой ресурса с использованием кривой Вёллера для трубопроводов ряда типоразмеров. В качестве измерительной информации использованы данные, полученные по акселерометрам и тензометрам.

Разработан ряд мероприятий по увеличению и контролю ресурса трубопроводов и их элементов (тройников и наконечников):

1. Выявление наиболее вибронагруженных частей трубопроводов, включая их резонансные частоты.
2. Минимизация монтажных напряжений путём контроля напряжений, возникающих в процессе затягивания накидных гаек трубопроводов на ответные штуцеры во время сборки двигателя.
3. Мониторинг вибраций корпусных деталей агрегатов, к которым подведены трубопроводы.

В качестве одного из направлений дальнейших исследований рекомендуется определить и устранить причины, того, что в ряде случаев расчётно-экспериментальная оценка выработанного ресурса существенно ниже оценки, полученной по металлографической экспертизе.

Тепловые процессы на поверхности твердого горючего в низкотемпературном газогенераторе ПВРД

[1]Суровежко А.С., [1]Мякочин А.С., [2]Байков А.В.
[1]МАИ, [2]ЦИАМ, г. Москва, Россия

В настоящее время во многих индустриально развитых странах активно ведутся разработки по созданию летательных аппаратов, оснащаемых прямоточными воздушно-реактивными двигателями на твердом топливе. При этом актуальным остается вопрос охлаждения стенок камеры сгорания двигателя. В случае использования жидкого топлива с этой целью применяются эндотермические топлива, которые при нагревании разлагаются, образуя легкие углеводороды. Подобный принцип может быть использован для двигателей на твердом топливе, однако источником газов, пригодных для охлаждения, должен выступать

газогенератор. В данной работе проводится анализ возможности создания низкотемпературного газогенератора с комбинированным зарядом.

Рассматриваемая модель процессов разработана на основе предположения о том, что тепловой поток, поступающий на поверхность твердого горючего в результате теплообмена с горячими газами горения твердого топлива, вызывает химические реакции, которые локализованы в узкой зоне. Параллельно термическому разложению протекает процесс сублимации вещества. Представления о процессе газификации, изложенные выше, позволяют применить к нему уравнения разложения конденсированной фазы, ранее развитые для случая горения твердого топлива.

Проведен анализ для случая, когда в качестве твердого горючего используется уротропин. По результатам проведенной работы можно сделать вывод, что для процесса испарения твердого горючего под воздействием горячих газов характерны три режима газификации: 1 – режим интенсивного испарения горючего, когда доля сублимировавшего горючего достигает 100%. При этом температура поверхности горючего достигает своих предельных значений, когда давление паров сублимации равняется общему давлению в газогенераторе, но она остается существенно ниже температуры горячих газов; 2 – режим испарения средней интенсивности, при котором температура поверхности ниже своего предельного значения, но остается близкой к нему; 3 – режим испарения низкой интенсивности, когда температура поверхности близка к температуре горячих газов, но тепловой поток, направленный на поверхность горючего, становится на порядки ниже, чем в режиме интенсивного испарения.

Проанализированы тепловые процессы газификации твердого горючего в низкотемпературном газогенераторе с комбинированным зарядом прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом топливе, выделены характерные особенности режимов газификации.

Требования к средствам анализа технико-экономических параметров при разработке авиационных двигателей

Терентьев В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Задача разработчика нового двигателя – выполнить проектирование, обеспечив достижение требуемого уровня технического совершенства двигателя с учетом возможностей производства и соответствия технического решения экономическим параметрам жизненного цикла [1].

Инструментом конструктора для многофакторной оценки может являться «калькулятор», позволяющий выполнять оценку затрат по параметрам проектируемого двигателя. Примером может являться калькулятор для оценки уровня готовности технологии, приведенный в работе [2], в Приложении В. Приложение основано на методологии TRL [3]. Методика многофакторной оценки научных проектов приведена в работе [4].

В основе оценки затрат конструкторского решения лежит алгоритм экспертного количественного описания текущего уровня и ожидаемого уровня готовности по каждому техническому параметру с последующим анализом ресурсов, необходимых для преодоления «разрыва» между уровнями. В качестве основных векторов, по которым проводится оценка «разрыва» текущего и ожидаемого уровня предлагается рассматривать уровень готовности технологий (TRL), уровень готовности производства (MRL) и ввести актуальный для отечественного двигателестроения уровень кадровой готовности (HRL).

Входными данными для оценки являются наборы:

• проектных параметров двигателя, их взаимозависимость и диапазоны допустимых значений, в первую очередь таких, как тяга, удельный расход, ресурс узлов;

• сведений о ресурсах, необходимых для перехода на новый уровень готовности TRL, MRL, HRL.

Алгоритм должен включать в себя учет экономических параметров будущей модели продаж, в частности, планируемый объем производства двигателей и долю доходов, получаемых от первичной продажи, от сервиса, от количества летных часов.

В качестве выходных данных будет облик двигателя, определенный набором технико-экономических параметров.

Программная реализация алгоритма позволит быстро и наглядно для разработчика получать ответ на вопрос о том, находится ли его решение в пределах допустимых экспертных оценок технических и экономических параметров.

1. https://www.aviaport.ru/news/2019/09/25/607425.html.
2. ГОСТ Р 58048— 2017 ТРАНСФЕР ТЕХНОЛОГИЙ. Методические указания по оценке уровня зрелости технологий.
3. https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/txt_accordion1.html.
4. DOI 10.22394/2410-132X-2016-2-4-244-260.

Применение механических фильтров для очистки электролита от твердых продуктов реакции воздушно-алюминиевого химического источника тока

Фармаковская А.А., Окорокова Н.С., Перченок А.В., Суворова Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из наиболее эффективных и перспективных электрохимических систем является пара кислород-(воздух-) алюминий (O2/Al или ВА) с водными электролитами. Энергоустановки (ЭУ) с ВА химическими источниками тока (ХИТ) имеют высокие удельные энергоемкости (до 700 Вт·ч/кг) и уникальный комплекс эксплуатационных свойств: длительную сохраняемость перед началом работы и в паузах, полную взрыво- и пожаробезопасность, отсутствие токсичных компонентов и продуктов работы, что определяет возможность широкого использования в различных областях техники.

Основными продуктами реакции ВА ХИТ являются растворимые алюминаты и твердый гидроксид алюминия Al(OH), которые по мере их накопления в источнике снижают параметры ВА ХИТ, ухудшают работу насосов, прокачивающих электролит, и существенно снижают ресурс их работы, а возможное осаждение твердых продуктов на стенках трубопроводов и агрегатов приводит, в свою очередь, к снижению надежности ЭУ.

В настоящей работе приведены результаты разработки и применения фильтрационного агрегата в виде патронного фильтра с дросселирующим отверстием. Сформулированы основные теоретические положения о механизме фильтрации с использованием разгрузочного отверстия, согласно которым процесс фильтрации складывается из двух видов фильтрации – суффозии и слипания частиц,

Разработанный метод позволил:

• производить очистку электролита с низким гидравлическим сопротивлением потоку электролита при высоких концентрациях твердой фазы (более 10-15 мас %);

• обеспечивать длительную работоспособность системы очистки при больших массах образующейся твердой фазы;

• иметь возможность производить быструю регенерацию электролита;

• обладать небольшой массой и объемом;

• оставлять в электролите достаточное количество твердой фазы для того, чтобы кристаллы гидроксида алюминия, проходящие через фильтр, являлись затравкой для кристаллизации растворенного алюминия в контуре.

Проведенные исследования позволяют сделать вывод, что применение механических патронных фильтров с дроссельным отверстием является эффективным и надежным способом очистки электролита ЭУ с ВА ХИТ.

Использование декомпозиции векторного пространства при анализе акустических характеристик лопаточных машин

Федосеев С.Ю., Тимушев С.Ф.
МАИ, г. Москва, Россия

Применение современных подходов к анализу трехмерного нестационарного течения в лопаточных машинах авиационных и ракетных двигателей обуславливает необходимость

моделирования динамики крупных вихрей. Механизм возникновения акустических колебаний в лопаточных машинах достаточно подробно изучен экспериментально.

Моделирование такого рода задач предполагает решение уравнений динамики жидкости или газа путем представления скорости жидкости как суммы потенциальной и вихревой компоненты.

Существенная погрешность расчетных методов обусловлена проблемой разделения акустических и вихревых (псевдозвуковых) колебаний при определении источника звука, а также моделированием динамики вихревых структур. Отсюда возникает задача о моделировании динамики вихревых структур. Для этого в жидкости выделяются зоны, содержащие завихренность, а задача поиска форм колебаний вихревых структур решается как задача эволюции поля завихренности. Этот процесс может быть описан с помощью представления вихревой структуры как системы эквивалентных точек. Это позволяет, воспользовавшись аппаратом теории точечных групп симметрии, определить структурные свойства вихря, убрать «паразитические» переменные в уравнениях и т.д. Применение такого аппарата предполагает в конечном итоге запись проективного оператора, действуя которым на векторное пространство, содержащее информацию о структуре вихря, можно выполнить декомпозицию, т.е. разделить векторное пространство по типам симметрии.

Решение уравнений движения для каждого отдельно взятого типа симметрии позволяет найти закон движения, который может быть использован в акустических уравнениях.

Можно видеть, что источником акустических колебаний в неоднородном волновом уравнении является член, который представляет нестационарные возмущения давления вихревой моды.

Повышение рабочих характеристик поршневого двигателя для беспилотной авиации за счёт применения керамокомпозитного покрытия

Фертиков А.О., Силуянова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Развитие беспилотной авиации жестко ограничено топливной эффективностью силовых установок (СУ). СУ имеют слишком большой расход запасенного энергоносителя и не способны обеспечить достаточную дальность, маневренность и длительность полета на одной заправке.

Перспективная СУ может быть реализована в гибридной схеме: экономичный ДВС + энергогенератор + аккумулятор + электродвигатели + винт. Основная задача – повышение топливной эффективности ДВС.

При разработке такого ДВС была применена новая теоретическая модель, учитывающая больший спектр потерь и энергетических преобразований, в ходе которых выявлена ранее не учтенная низкотемпературная энергия, которая может превосходить всю тепловую энергию рабочего цикла.

Модель проверена при модернизации одноцилиндрового карбюраторного двухтактного двигателя воздушного охлаждения ИЖ «ПЛАНЕТА-5».

Рабочие характеристики:

- степень сжатия – 8,2-8,7;
- рабочий объем двигателя –346 см^3;
- максимальная мощность двигателя, л.с. – 22 (20,9…23,1) при 4850±10 % об/мин;
- максимальные обороты – 6000 об/мин.

При модернизации применены новые системы объемного плазменного зажигания и подготовки топлива; механическая часть обработана антифрикционными керамоматричными композитами.

Получены следующие практические результаты:

- Минимальные обороты холостого хода с 800 об/мин упали до 60 об/мин.
- Максимальные обороты повысились с 6000 об/мин до 15000 об/мин.
- Максимальное давление на поршень (индикаторная диаграмма) на холостом ходу составило 10 атмосфер.

• Максимальное давление на поршень при выходе на режим выросло до 300 атм.

Благодаря дополнительной энергии у ДВС появляются новые возможности:

• Литровая мощность может быть выше 1000 лс/л.

• Экономия бензина может быть не менее 35 г×лс/час.

• Удельный вес ДВС может составить 10 лс/кг.

Новизна предложенного ДВС обеспечивается за счет:

1. Обеспечения сверхбедной гомогенной горючей смеси.
2. Выполнения головки, цилиндра и поршня из керамокомпозита.
3. Обеспечения работоспособности без жидкостного охлаждения и смазки поршня.

Выявлены причины снижения крутящего момента современного ДВС на больших нагрузках: асимметрия кривошипно-шатунного механизма и вектора горения смеси, а также долгое горение смеси на высоких оборотах.

Таким образом, появляется возможность создания перспективной СУ, в основе которой генерация энергии за счет работы высокоэффективного ДВС с высокой экономичностью.

Формирование облика криогенной топливной системы летательного аппарата

[1]Фирсов В.П., [1]Асланов А.Р., [1]Стольников А.М., [2]Разносчиков В.В.
[1]МАИ, [2]ЦИАМ, г. Москва, Россия

Обеспечения топливными ресурсами является ключевой проблемой развития индустриальной и постиндустриальных экономик мира. В связи с этим перед наукой и техникой появились задачи разработки новых альтернативных видов топлива взамен традиционному нефтяному топливу или сжиженному углеводородному газу. Одним из таких топлив является криогенное топливо, которое на данный момент широко используется в ракетно-космической технике и в меньшей степени в авиации. Разработаны различные виды криогенных топлив: жидкий водород, сжиженный природный газ (СПГ), в основном состоящий из метана, и криогенный пропан. Эти топлива экологически более чистые, чем традиционные авиакеросины, а также имеют лучшие теплофизические свойства, а именно: большую теплотворность, хладоресурс и величину газовой постоянной, которая определяет работоспособность газифицированного криотоплива. Это даёт потенциальную возможность получить высокие летно-технические характеристики перспективных ЛА. Другим преимуществом криогенных топлив является их экологичность. Например, при использовании жидкого метана, который будет использоваться в качестве топлива в настоящем исследовании, отсутствуют выбросы свинца и серы.

Криогенная топливная система (КТС) состоит из следующих основных элементов: криогенный топливный бак, подкачивающий насос, турбонасосный агрегат, теплообменный аппарат (ТА), газификатор.

Для проведения расчетно-теоретических исследований разработана математическая модель (ММ) криогенной топливной системы. ММ криогенной топливной системы представляет собой совокупность ММ основных элементов топливной системы. Математические модели различных элементов криогенной топливной системы определяют параметры в различных сечениях топливной системы. Основными параметрами являются: давление, температура, объемный расход, гидравлические потери, а также рассчитывается масса каждого элемента.

Адекватность расчетов математической модели криогенной топливной системы осуществлена в процессе сравнения с ранее опубликованными работами и данными, полученными в ходе эксперимента на натурных объектах.

В процессе формирования облика криогенной топливной системы определяются геометрические размеры элементов топливной системы, масса топливной системы, потери криогенного топлива и т.п. с контролем обеспечения работоспособности всех элементов топливной системы и двигателя.

Влияние типа турбин на виброактивность БНА ЖРД

Фролов А.А., Тимушев С.Ф.
МАИ, г. Москва, Россия

Шнековые бустерные насосные агрегаты ЖРД применяются для создания давления, необходимого для обеспечения бескавитационной работы высоконапорных и высокооборотных основных насосов системы подачи топлива двигателя. В соответствии со своим назначением бустерный насосный агрегат (БНА) должен обеспечивать требуемое давление подачи заданного расхода при минимально возможном давлении жидкости на входе в БНА. При этом экономичность бустерного насосного агрегата должна быть максимальной, а габариты и масса минимальными. Две последние характеристики предопределяют максимально возможное число оборотов вала БНА. Следовательно, бустерный насос должен иметь максимально высокие антикавитационные качества.

Изучение вопросов, связанных с гидродинамической и механической вибрацией в насосах, необходимо начать с общей классификации источников возникновения этих явлений. Такой подход дает представление об основных направлениях исследования вибрации и пульсаций давления через изучение причин их возникновения.

Выделяют две крупные группы источников вибрации в турбинах БНА. К первой принято относить такие источники вибрации, которые вызваны взаимодействием элементов проточной части насоса с рабочей жидкостью. Такую группу называют гидродинамическими источниками вибрации.

Различают такие источники гидродинамической вибрации как:

1. Кавитационные процессы.
2. Возникновение обратных токов, вихреобразование.
3. Пульсации давления после рабочего колеса насоса.

Вторая группа — механические источники вибрации. Из общего перечня механических источников вибрации чаще всего встречаются:

1) дисбаланс ротора;
2) некомпенсированные центробежные силы;
3) работа привода насосного агрегата;
4) влияние подшипниковых опор;
5) нарушение центровки ротора;
6) ослабление статической жесткости системы;
7) работа в области резонансных чисел оборотов;
8) автоколебания валопровода;
9) внезапные динамические воздействия.

Обработка алюминиевого сплава В96 импульсной лазерной резкой

Хайруллина Л.Р.
КНИТУ-КАИ, г. Казань, Россия

В статье А.Б. Лопез и др. выявлено, что основным фактором, влияющим на скорость резки, является частота импульсов В статье Чао Хеа период импульсов лазерного излучения в одном кругу находится в нескольких миллисекундах. В то время как лазерные импульсы выдувают материал, они работают одновременно с предварительным нагревом. Процесс импульсной лазерной резки определяется одновременным воздействием на обрабатываемый материал сфокусированного лазерного излучения и вспомогательного газа высокого давления. При этом в материале образуется узкий рез. В литературе недостаточно внимания уделено теоретическим и экспериментальным исследованиям процесса резки. Целью работы является экспериментальное определение диапазонов импульсной лазерной резки авиационных материалов по толщине и сортаменту материалов, разработка технологий импульсной лазерной резки алюминиевого сплава В93 для изготовления пазов сложных конфигураций входного обтекателя газотурбинного двигателя, отверстий и пазов в камерах сгорания. Задачи исследований: увеличить диапазон обработки материалов импульсным лазерным излучением мощностью от 1,5 до 4 кВт для сверления отверстий, пазов с давлением воздуха от 1,0 до 1,5

МПа для материалов толщиной от 1 до 7 мм, выявить оптимальные энергозатраты по мощности излучения импульса qл и его скважности γи, усовершенствовать и упростить технологию изготовления обтекателя входного устройства и камеры сгорания ГТД. Лазерная резка проводилась на лазерном комплексе LASER CUT 3015, работающим в импульсном режиме излучения. Режущим инструментом является лазерный луч и воздух высокого давления. Измерены ширины лазерного реза образцов на микроскопе МБС-9 и (Carl ZEISS 1016-758). 1. Измерены технологические показатели алюминиевых сплавов, где ширина реза варьировалась от 0,17 до 0,45 мм, скорость резки приблизительно 0,05 м/с. 2. Получено, что при одинаковых параметрах проведения процесса лазерной резки скорость резки и сверления отверстий алюминия толщиной от 1 до 7 мм с использованием кислорода увеличивается по сравнению со скоростью резки с использованием азота в 2,7 раза, а при толщине 7 мм — в 3,5 раза. 3. Показана возможность повышения скорости резки алюминия путём увеличения мощности лазерного излучения (с 1,6 на толщинах в 1 мм до 1,2 на толщинах в 7 мм), а также путем увеличения давления технологического газа. Полученные экспериментальные результаты внедрены в производство на ООО «КАИ-Лазерные технологии», ПАО «НЕФАЗ».

Исследование влияния конструктивных особенностей системы газодинамического склонения на процесс её функционирования

Хромов А.С., Никитин В.А., Сладков В.Ю.
ТулГУ, г. Тула, Россия

В процессе огневых стендовых испытаний системы газодинамического склонения на базе газовых рулей обнаружено, что при использовании традиционных аналитических зависимостей для определения основных параметров внутриструйных газовых рулей, наблюдается существенное расхождение между экспериментальными и теоретическими значениями управляющего усилия в области малых, до 5˚, углов отклонения. При этом в области углов отклонения, близких к 20˚, указанное расхождение укладывается в приемлемое значение ≈5%. Часто требуемая траектория реализуется при малых углах отклонения рулей, поэтому установление причин указанного расхождения, подробное описание физической картины возникающих процессов и создание новой методики расчёта крайне важны.

Для определения причин выявленного расхождения и получения теоретических результатов, согласующихся с экспериментальными данными, проведено трехмерное моделирование течения газового потока в районе газовых рулей с помощью программного комплекса «SolidWorks. FlowSimulation». В ходе моделирования установлено, что значительное влияние на величину управляющего усилия, создаваемого газовым рулем, оказывает расположение руля относительно кромки выходного сечения сопла, а именно, степень удаления передней кромки газового руля от среза сопла. Причём определено, что чем ближе кромка руля к срезу, тем шире диапазон углов («мертвая зона»), в котором наблюдается снижение величины управляющего усилия, что является свидетельством влияния кромки сопла на формирование скачка уплотнения и распределение давления на поверхности газового руля. Также выявлено, что данный эффект приводит к повышению величин потерь тяги от газового руля в том же диапазоне углов.

Метод быстрого прогнозирования шума летательного аппарата с распределенными движителями

Чэнь Болунь
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача быстрого прогнозирования шума летательного аппарата с распределенными движителями (DEP).

Одним из преимуществ электрического движителя как силовой установки самолета является возможность использования распределения движителей по планеру летательного аппарата, например, вдоль крыла, а не только рядом с источником энергии. Использование DEP систем открывает новые идеи в проектировании самолета, включая аэродинамику, управление транспортным средством и акустику.

В ряде работ указывалось, что шумовые сигнатуры, связанные с DEP-самолетами, могут иметь существенное отличие от шумовых сигнатур традиционных летательных аппаратов аналогичного класса.

Для упрощения задачи можно рассмотреть несколько гипотез:

1. Источники шума являются когерентными, т.е. все винты работают на одних и тех же оборотах.
2. Течение однородное, т.е. широкополосный шум винта игнорируются.
3. Шум электродвигателя, шум планера и шум взаимодействия «винт-винт» или «винт-планер» игнорируются.

На шум винта влияет его загруженность и толщина профиля лопасти винта. По теории Гутина влияние толщины винта на шум не очень сильное, в том случае, когда концевая скорость лопасти винта меньше скорости звука.

В работе для прогнозирования шума единичного винта использованы уравнения Garrick и Watkins.

Для применения данного уравнения все, что нужно знать, это тяга винта, крутящий момент, частота вращения винта, эффективная длина лопасти винта и скорость полета, т.е. точная геометрия винта не требуется.

Уровень звукового давления летательного аппарата с распределенными движителями в точке наблюдателя определяется путем суперпозиции форм волны звукового давления нескольких винтов.

Следует отметить, что изменение начальной фазы каждого винта, относительного расстояния между винтами и направления вращения винтов (по часовой стрелке или против часовой стрелки) будет сильно менять акустическую направленность.

Разработанная методика была реализована в виде программы, которая позволяет быстро рассчитать уровень звукового давления самолета с DEP.

Выбор критериев оценки эрозионной стойкости деталей авиационных двигателей из ПКМ

Шахов А.С., Холобцев Д.П., Архипов А.Н., Равикович Ю.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Внедрение новых полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкцию авиационного двигателя является важной задачей, позволяющей повысить его эффективность. При этом необходимо выбрать критерии оценки надежности и долговечности деталей из ПКМ в эксплуатации. Одним из необходимых условий использования ПКМ в авиационных двигателях является сохранение работоспособности при попадании в компрессор песка и пыли на взлете и посадке.

Проведение эрозионных испытаний с концентрацией абразивных частиц, соответствующей обычному пылевому потоку, практически невозможно из-за их большой длительности. При проведении испытаний с высокой концентрацией, на несколько порядков превышающей концентрацию обычного потока, достоверность оценки снижается из-за необходимости экстраполяции результатов на большой ресурс.

Поэтому для повышения точности оценки эрозионной стойкости деталей двигателя из ПКМ предлагается периодическое измерение толщины детали в эксплуатации и последующая оценка ее работоспособности.

В качестве критериев надежной работы деталей предлагаются оценки собственной частоты колебаний по первой форме и максимальных статических напряжений.

В данной работе проверены прочностные характеристики панелей внутренних из ПКМ после эрозионного воздействия. Для исследования влияния эрозии на прочность панели были созданы несколько расчетных моделей с разными толщинами. Статический и динамический расчет моделей проводился в программном комплексе ANSYS с учетом затяжки болтов и действия аэродинамического давления.

В результате расчета была выявлена критическая остаточная толщина панели, при которой ее собственная частота приблизилась к роторным гармоникам двигателя и возросла вероятность работы детали в критической области.

Работа была выполнена при финансовой поддержке Министерства Образования и Науки Российской Федерации в рамках выполнения комплексного проекта № 2017-218-09-172.

3. Системы управления, информатика и электроэнергетика

Математическая модель траектории движения беспилотного летательного аппарата гибридного типа при горизонтальном режиме и при вертикальном посадке

Minh C.X.
МАИ, г. Москва, Россия

Доклад посвящен вопросам моделирования движения БПЛА. В диссертации рассмотрена задача определения метода решения дрейфования и скатывания самолёта с жестким крылом, находящегося в условии сильного встречного ветра при посадке по вертикальному направлению. Решение данной задачи предлагается на основе применения комплексного математического моделирования систем беспилотного летательного аппарата.

В докладе представлены:

• Системы координат, которые использованы для моделирования движения: земная система координат – сопровождающий географический трехгранник; связанная система координат – декартова прямоугольная правая система осей, неподвижная относительно БПЛА; скоростная система координат и система координат, связанная с линией заданного пути (ЛЗП).

• В докладе приведен график траектории движения с начала до конца. Легкий самолётный беспилотный летательный аппарат может обеспечить полет на расстоянии 100-300 км, его применяют в сельском хозяйстве. Место посадки часто малая позиция, особенно при сильном ветре: 15-20м/с, даже 20-30 м/с. Это тоже причины авиационных происшествий при заходе на посадку.

• В режиме горизонтального полёта, с учетом сближения 100-200 м последний до места посадки. Если существует сильный ветер, то БПЛА легко потеряет свое направление, стабилизацию, углы управления и ориентацию. Система управления должна обеспечивать устойчивость, поэтому исследование и определение алгоритма управления БПЛА в данном случае важно и необходимо. Вариант предполагает управление самолётом при встречном ветре. В данной работе используется пятый винт. Его мощность будет соответствовать силе ветра, а ещё четыре винта реализуют функции стабилизации и вертикальной посадки на поверхность земли.

• При вертикальном режиме БПЛА совершит посадку в требуемом месте. Это сочетание винтов: пятый винт учитывает силу и направление ветра, и остальные 4 винта держат стабилизацию и постепенно снижают высоту до поверхности земли.

Основные уравнения для описания самолета являются известными и развитыми. Компьютерной средой для моделирования движения БПЛА является язык программирования C++.

Результатом выполненной работы является программа моделирования полёта БПЛА и графики параметров полёта. Проведено моделирование движения в режиме посадки, получены оценки ошибки реализации траектории ЛА с различными алгоритмами и оценки точности используемого вычислительного устройства.

Исследование возможностей теоретического конструктора для проектирования информационно-управляющей системы

Аминова Ф.Э.
МАИ, г. Москва, Россия

Несмотря на очень разный характер компонентов средств разработки информационно-управляющей системы (ИУС) и соответствующего ПО, их объединяет то, что они выдержаны в русле подхода, направленного на оптимизацию и повышение эффективности процесса разработки, выявление «технологических образцов».

Но «технологические образцы» воспроизводятся в новых ситуациях, в иных контекстах, с новыми объектами, что превращает их воспроизведение в творческий акт.

В качестве системы выбора и (или) построения технологий управления процессом разработки информационно-управляющих систем предлагается теоретический конструктор или система.

Теоретический конструктор по управлению процессом разработки модели информационно-управляющей системы включает теоретическую концептуальную основу, модель системы, математическую модель, программную реализацию системы.

Использование этой системы предполагается в качестве единого универсального инструмента для управления процессом проектирования и разработки ПО информационно-управляющих систем.

Разработка основ концепции управления процессом разработки модели информационно-управляющей системы осуществлялась поэтапно.

На текущем этапе выполнена разработка основ концепции управления процессом разработки модели ИУС или метауправления процессом разработки ИУС.

Концепция метауправления процессом разработки ИУС представлена в виде теоретического конструктора, включающего две взаимосвязанные лепестковые модели: модели условий разработки ИУС и соответствующего ПП, многофакторной модели процесса разработки.

Многофакторная модель процесса разработки представлена в виде компонентов-лепестков: методологии моделирования, методологии разработки, стандарты, рекомендации по разработке, профессиональные компетенции участников процесса разработки. Многофакторная модель отражает возможные и рекомендованные связи между компонентами и формирует рекомендации по управлению процессом разработки ИУС и ПО.

В качестве финального этапа исследования предполагается разработка математической модели, программная реализация системы.

Модернизация подходов регулирования электроэнергетики в России

Армашова-Тельник Г.С., Соколова П.Н.
ГУАП, г. Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время в процесс перехода к шестому технологическому укладу включено всё мировое сообщество (в том числе и Россия), в связи с чем позиция сферы электроэнергетики в современных инновационно-технических условиях представляется как «технологический паритет». По сути запаздывание в развитии российского промышленного сектора, в реализации реорганизационных механизмов отечественного энергетического сектора, его ослабленное положение в части уровня конкурентоспособности среди развитых стран. Вопросы регулирования нормативно-правовых аспектов электроэнергетической отрасли, ключевые положения финансово-экономических отношений, согласование прав и обязанностей в субъектных отношениях в процессе реализации ими хозяйственной деятельности (в том числе в отношениях производитель-потребитель) определяет и координирует Федеральный закон «Об электроэнергетике» от 26 марта 2003 г. № 35-ФЗ (далее – ФЗ «Об электроэнергетике»). Так же отношения в данной сфере регулируются Гражданским кодексом и иными федеральными законами, указами Президента РФ и постановлениями Правительства. Однако при настоящей конъюнктуре инновационно-технических условий электроэнергетического сектора в России необходима реализация комплексных мероприятий, ориентированных на инновационно-инвестиционные проекты, отвечающие вызовам шестого технологического уклада, принимая во внимание влияние посткризисных тенденций. В данном контексте целесообразно рассматривать модернизацию структуры и содержательных элементов электроэнергетического сектора через применение инновационной модели. Так, в связи с невысокой долей предпринимательских структур в инвестирование инновационных проектов в России необходимо создать предпосылки для роста активности бизнес-сектора посредством совершенствования процессов государственного регулирования. Таким образом, для обеспечения эффективного регулирования электроэнергетического сектора в России необходимы, в том числе, адекватные ответы на вызовы шестого технологического уклада посредством формирования устойчивых тенденций инновационно-инвестиционного роста в

энерго-секторе, уверенного ориентирования в комплексе научно-технологических требований; выстраивания мотивационной составляющей для мобилизации инвестиций.

Алгоритм оптимизации вертикального профиля полёта авиалайнера в рамках концепции "Free Flight"

Волков Д.А., Веремеенко К.К.
МАИ, г. Москва, Россия

Оптимизация траектории полета ЛА является важной практической задачей [1], от решения которой зависят экономичность, регулярность, экологичность и безопасность авиаперевозок. В условиях сложившихся процедур управления воздушным движением (УВД) выполнение полетов по оптимальным траекториям не всегда бывает возможным в силу ограничений, свойственных воздушному пространству (ВП), жестко организованному по эшелонам и трассам. Особенно это касается ВП в зонах с высокой интенсивностью полетов. Значимость оптимизации профиля полета существенно возрастет с переходом к новым технологиям УВД, например, в рамках концепции «Free Flight» [2]. В докладе предлагается многокритериальный подход к формированию оптимального профиля полета ЛА в зонах с соответствующей организацией УВД. Строится алгоритм оптимизации профиля полёта ЛА, позволяющий решать следующие основные задачи:

1. Формирование:

а) математической модели полёта авиалайнера;

б) вектора параметров управления движением с учётом динамических характеристик.

2. Синтез алгоритма пересчёта профиля полёта с оптимизацией по критериям:

а) экономическому;

б) максимальной маршрутной дальности;

в) минимального расхода топлива;

г) комбинационному.

3. Поверка работы алгоритма при различных полётных условиях.

Предлагается многокритериальная оптимизация вертикального профиля [3], использующая генетический алгоритм для нахождения оптимального значения параметров вектора управления. Проведён анализ данной модели, показавший пригодность предлагаемой методики к решению задачи оптимизации. Представлена структурная схема математического моделирования. Описаны основные положения по обобщению используемой модели движения ЛА. Проведено имитационное моделирование, показавшее пригодность алгоритма к решению задачи оптимизации при динамически изменяющихся условиях.

Литература:

1. D. Kim, Yuan Lyu, Rhea P.Liem. Flight profile optimization for Noise abatement and fuel efficiency during departure and arrival of an aircraft, AIAA Aviation 2019 Forum 17-21 June 2019, Dallas, Texas.

2. Alejandro Murrieta-Mendoza, CharlesRomain, Ruxandra M.Botez, Commercial Aircraft Lateral Flight Reference Trajectory Optimization, IFAC-PapersOnLine Volume 49, Issue 17, 2016, Pages 1-6, 20th IFAC Symposium on AC in AACA, 2016.

3. Бережной Д.А. Многокритериальность в задаче оптимизации профиля полёта авиалайнера// Авиация и космонавтика. 2017. Тезисы. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). 2017. С. 144-145.

Разработка программного обеспечения создания резервных копий и аварийного восстановления защищенной операционной системы

Брехов О.М., Артемов Н.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В современном мире терабайты информации хранятся на персональных компьютерах. Для ее сохранности создаются резервные копии на внешние устройства. К коммерческой, личной, секретной информации могут получить доступ третьи лица. Поэтому важно обеспечить стабильную работу программного обеспечения создания резервных копий и аварийного

восстановления, надежность и работоспособность интернет соединения между клиентом и сервером и сохранность конфиденциальной информации.

В докладе осуществлен анализ представленных на рынке программных продуктов и произведена оценка угроз безопасности. Самые популярные решения для создания резервных копий и аварийного восстановления существуют только для операционных систем семейств Windows, MacOs и Linux и не подходят для защищенных операционных систем. Это обусловлено другими протоколами взаимодействия с работой интернет сетью, аутентификацией пользователей, учетными журналами и определению целостности операционной системы. С учетом Astra Linux, Мобильной системы Вооружённых Сил (МСВС) и ГОСТ было составлено техническое задание.

Целью данной работы является разработка программного обеспечения создания резервных копий и аварийного восстановления защищенной операционной системы на основе решения с открытым исходным кодом Clonezilla.

В докладе представлены модули автоматической настройки сокетов, интернет-соединения, аутентификации пользователя и проверки работы аварийного восстановления по средствам подсчета контрольных сумм на языке программирования C и на скриптовом языке программирования bash.

Полученные результаты могут быть применены для адаптации программного обеспечения Clonezilla для внедрения в комплексы под управлением Astra Linux и МСВС.

Интеграция методов менеджмента качества и современных цифровых технологий

Васильев В.А., Александрова С.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Развитие цифровых технологий и переход к цифровой экономике ставят новые задачи в области менеджмента качества (МК). Существующие методы МК создавались в прошлом веке, когда цифровая экономика была объектом фантастических романов. При этом сами методы МК остаются актуальными и в наше время. Главное противоречие между имеющимися методами МК и цифровыми технологиями заключается в реакции системы на поступающую информацию. Имеющиеся в арсенале ученых и практиков методы МК и их комбинации, в том числе системы менеджмента качества (СМК), рассчитаны, как правило, на обработку информации после завершения анализируемого процесса. Информация о ходе процесса поступает с задержкой, иногда слишком поздно. Современные цифровые технологии в сочетании с автоматизацией процессов позволяют получать и обрабатывать информацию в режиме реального времени. Совершенно очевидно, что для дальнейшего развития менеджмента качества и повышения конкурентоспособности организаций и предприятий необходима интеграция методов менеджмента качества и современных цифровых технологий.

В качестве первоочередной задачи можно предложить создание автоматизированной или цифровой системы менеджмента качества (ЦСМК), предполагающей формирование цифрового двойника и цифрового паспорта Изделия. Цифровой двойник (Digital Twin) – это программный аналог физического устройства, моделирующий внутренние процессы, технические характеристики и поведение реального объекта. ЦСМК должна в режиме реального времени получать, обрабатывать и анализировать информацию и данные о процессах, и предлагать исходя из этого варианты управленческих решений для руководства предприятия; разрабатывать и предлагать пути решения и реагирования на изменения условий, обеспечивать контроль качества процессов производства и готовой продукции. управлять несоответствиями. В качестве одного из путей реализации ЦСМК можно использовать OLAP (On-Line Analytical Processing). OLAP обозначает технологию, которая дает возможность пользователям многомерных баз данных в реальном времени генерировать описательные и сравнительные сводки данных и получать ответы на различные аналитические запросы.

Еще одной задачей ЦСМК является сведение к минимуму рисков, связанных с «человеческим фактором» за счет внедрения автоматизированных систем для управления процессами, сбора и анализа данных о результатах измерений и испытаний.

Аддитивные технологии в печатных платах

Васильев Ф.В., Горелов А.О.
МАИ, г. Москва, Россия

Сложность использования аддитивных технологий в электронике заключается в повышенных требованиях к механическим характеристикам и надежности элементов и узлов. В традиционной электронике базовым компонентом, на котором строятся узлы, является печатная плата. Основные материалы печатных плат — стеклоэпоксидные композиты, обеспечивающие высокую гибкость характеристик, что позволяет применять их для самых различных устройств. На текущем этапе развития аддитивных технологий, они не позволяют обеспечить полноценную замену традиционных материалов печатных плат. Существующие попытки создать 3D-принтер, «печатающий» готовые платы или даже узлы, могут восприниматься только как эксперименты для оценки принципиальной возможности использования аддитивных технологий в производстве электроники и задел на будущее.

Тем не менее эти исследования очень важны, поскольку открывают потенциал получения новых свойств изделий в области проектирования и производства печатных плат и печатных узлов, которые ранее были недоступны по причине либо полного отсутствия необходимой технологии, либо применение существующих технологий не оправдано в связи с резким повышением сложности и стоимости изготовления конечного изделия.

Аддитивные технологии могут быть использованы в следующих направлениях:

• Замена традиционных паяльных масок, на 3D-паяльные маски (в том числе с переменной толщиной).

• Использование на внутренних слоях многослойных печатных плат вместо препрега, что позволяет их использовать в роли паяной маски при монтаже встроенных компонентов.

• Создание 3D-структур для фиксации компонентов.

• Влагозащита.

• Формирование элементов крепления в корпус.

• Соединение отдельных модулей в единый узел.

На кафедре «Технология приборостроения» Московского авиационного института проводятся исследования по внедрению аддитивных технологий в производство электронных устройств. В первую очередь исследуются характеристики и возможность использования существующего оборудования и материалов для их применения в процессе изготовления печатных узлов, а также определяется влияние внедрения технологий 3D-печати в производство электроники на ее надежность.

Проводимые исследования позволяют говорить о перспективе использования аддитивных технологий в электронике.

Анализ особенностей подсистем летательных аппаратов с учётом допусков и способов повышения их безотказности

Ву Чонг Туан, Гришин В.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Безотказность пассивно резервированных подсистем летательных аппаратов с учетом допусков при внезапных отказах не является широко обсуждаемой темой в теории надежности. Однако потребности практики требуют глубокого и всестороннего исследования данного вопроса. Предметом рассмотрения в данной работе являются пары подсистем, связанные между собой по выходному/входному параметру W.

Особенность первой подсистемы является недопустимость даже кратковременных перерывов в работе и неудовлетворение требованиям по ее безотказности. Это приводит к необходимости введения в нее избыточности методами кратного и некратного резервирования. Особенностью второй подсистемы является возможность отклонения ее

входного параметра W в меньшую сторону в пределах допуска, определяемого конструкторско-технической документацией. Структура пассивного резервирования первой подсистемы (общее количество элементов n, количество основных элементов m и количество резервных элементов r) выбирается таким образом, чтобы при отказе всех ее резервных элементов обеспечивался требуемый уровень ее безотказности и при этом уменьшение ее выходного параметра W, поступающего на вход второй подсистемы не выходило за пределы допуска.

Целью работы является поиск способов повышения безотказности пассивно резервированных подсистем с учетом допусков путем исследования влияния на безотказность существенных факторов.

Обычно модель исследования составляют факторы, наиболее сильно влияющие на цель работы. Эти факторы называют существенными. Анализ множества видимых факторов, влияющих на безотказность этих подсистем показывает, что существенными являются три фактора: безотказность элементов резервированной подсистемы, кратность резервирования и величина допуска на отклонение ее выходного параметра.

Результаты расчетов позволили сделать следующие выводы:

1) наряду с безотказностью элементов важнейшей характеристикой, позволяющей повысить безотказность пассивно резервированных подсистем ЛА при заданном назначенном допуске является кратность резервирования;

2) на характер зависимости показателя Pc от кратности резервирования существенное влияние оказывают величины реализуемых допусков и безотказность элементов;

3) при реализуемых допусках менее 25% зависимость показателя Pc от кратности всегда имеет возрастающий характер, поэтому кратность резервирования является основным средством повышения безотказности пассивно резервированных подсистем рассматриваемого класса при “жестких” допусках.

Континуальные вычислительные устройства функционально-логического моделирования взаимодействующих процессов

Дембицкий Н.Л.
МАИ, г. Москва, Россия

В данном докладе рассматриваются методы встраивания континуальных вычислительных устройств в системы непрерывных взаимодействующих процессов и превращение их в одно из звеньев системы.

Континуальные вычислительные устройства (КВУ) представляют объединение аналоговых схем с унифицированной структурой функционально-логических связей, которые решают одновременно две задачи: вычисление функциональных зависимостей параметров и их логический анализ для принятия решений о выборе метода обработки исходных данных. Обе задачи решаются совместно во временном континууме изменения исходных данных. Целью предлагаемых технических решений является повышение быстродействия, надёжности и робастности управления процессами за счёт исключения программной составляющей и применения методов обучения.

Возможность записи, хранения и считывания табулированных функций позволяет воспринимать КВУ как генератор мгновенных значений записанных функций и в отличие от цифровых устройств выполнять непрерывные вычисления.

Унификация интерфейса создает возможности встраивать КВУ в системы непрерывно взаимодействующих процессов. Целостность этих систем определяется постоянным обменом информацией о состоянии процессов и событиях внутри системы.

Возможности оперативной записи, хранения и считывания значений табулированных многомерных функций создает условия применения КВУ в самоорганизующихся системах обработки результатов экспериментальных данных.

Полученные результаты позволяют говорить о создании аппаратной основы для нецифровой обработки аналоговых моделей процессов. Полученные результаты должны расширить возможности аналоговых устройств в полной мере использовать их основные

преимущества перед цифровыми системами в распараллеливании вычислений и в непрерывности обработки информации.

Влияние электромагнитного поля на биоткань

[1]Дмитриева Н.С., [2]Попов В.А., [1]Ковалев К.Л.
[1]МАИ, [2]Аэроэлектромаш, г. Москва, Россия

Существующие методы лечения онкологических заболеваний имеют узконаправленный диапазон воздействия на заболевание, множество побочных эффектов и у весьма небольшой доли пациентов наблюдается полная ремиссия. К таким распространённым методам относятся: химиотерапия, хирургия, радио- и фототерапия. В данной работе объектом исследования станет направление магнитотерапии.

«В 2012 году появился новый метод Электроимпульсной терапии, потенциально претендующий на небольшую революцию в области лечения злокачественных опухолей» (по высказыванию д-ра мед. наук Жукова Н.В. «Новости онкологии») [1,4]. В данном направлении работают учёные США, Израиля, Китая, которые в процессе исследований опытным путём подтвердили подавление функций злокачественных тканей пондеромоторными силами, возбуждаемыми импульсами напряжённости электрического поля.

В предлагаемом воздействии клеточный материал рассматривается как токопроводящий материал с электропроводностью биотканей. В методе следует учитывать зависимость давления P (Н/м2) напряжённости магнитного поля H (А/м) на биоткань от электропроводности, толщины биоткани и времени нарастания напряжённости магнитного поля до амплитудного значения. Высокая селективность метода определяется электропроводностью злокачественных тканей, превышающих электропроводность здоровых тканей в 5-7,5 раз [2,3].

В качестве возбудителя напряженности магнитного поля применяют индукторы, соленоиды, концентраторы электромагнитного поля, подключаемые к источнику импульсов тока.

По предложению Нижегородской государственной медицинской академии конкретными фундаментальными задачами, на решение которых направлен проект, являются: обнаружение возникающих эффектов в биологической клетке (биоткани) при воздействии на неё импульсным электромагнитным полем; определение зависимости степени воздействия импульсного электромагнитного поля и возникновение регенеративного потенциала здоровых и онкологических клеток.

На основании полученных данных будут проведены дополнительные расчёты и коррекции выбранных параметров, проанализированы результаты экспериментов. В дополнение к данному исследованию метода лечения онкологических заболеваний, планируется составить математические модели, описывающие поведение здоровой и злокачественной клеток при создании импульсного электромагнитного поля. Данные модели в совокупности с дальнейшими экспериментами подтвердят достоинства данного метода и позволят перейти к следующему этапу – проведение экспериментов in vivo.

Оценка возможностей применения сетевых технологий в системе управления многоспутниковой низкоорбитальной группировкой космических аппаратов

Евков А.П.
РКС, г. Москва, Россия

Основная цель исследования – перспективная система управления многоспутниковой низкоорбитальной группировкой космических аппаратов (КА), построенной на сетевых принципах функционирования.

Актуальность работы обусловлена:

• необходимостью повышения устойчивости системы управления орбитальной группировкой КА (СУ ОГ КА), в условиях возможных воздействующих дестабилизирующих факторов на объекты критической информационной инфраструктуры (КИИ);

• необходимостью разработки новых методов управления, направленных на повышение устойчивости СУ ОГ КА.

Анализ существующей инфраструктуры, связанной с управлением ОГ КА, показал, что в настоящее время все задачи управления зависят в основном от центрального компонента, а именно, от центра управления полётом (ЦУП). ЦУП работает в системе централизованного энергоснабжения с привязкой к центральным узлам связи, реализуя топологию «звезда». Прекращение работы ЦУП вызывает отказ работы всей СУ ОГ КА.

СУ ОГ КА является КИИ, т.к. реализует целый комплекс важных государственных задач, связанных с информационным обеспечением в сфере экономики, политики, социальных нужд и обороноспособности РФ. В связи с этим требуется проработка новых подходов к обеспечению устойчивости функционирования КИИ в условиях возникающих угроз, информационных воздействий и уязвимостей, связанных с особенностями построения СУ ОГ КА.

Особенно это касается низкоорбитальной группировки КА ДЗЗ, т.к. она критична к надежности системы управления, и требует постоянной закладки на КА рабочих программ для выполнения целевых задач. Одним из основных методов, который позволит обеспечить устойчивость управления, является создание распределенной СУ, построенной на сетевых технологиях. К преимуществам такой системы можно отнести: непрозрачность территориального расположения СУ, расположения информационных ресурсов и узлов передачи данных внутри системы управления. Поэтому в такой системе отсутствует влияние физических воздействий, энергетических воздействий и воздействий в системе связи на работу ЦУП.

В предлагаемой концептуальной модели все средства ЦУП располагаются в виртуальной среде или «облаке» с использованием распределенных ресурсов, связанных полносвязной топологией, с возможностью переноса ЦУП в любую точку в этой топологии.

В дальнейшем планируется решить следующую задачу – оценить ключевые показатели предлагаемой СУ ОГ КА (техническая готовность системы, пропускная способность системы, надежность системы и устойчивость системы к воздействующим факторам).

Модуль нормирования элементов базовой проектно-технологической информации для системы проектно-операционного управления

[1]Ермохин Е.А., [2]Цырков А.В., [1]Цырков Г.А.
[1]МАИ, [2]НПО «Техномаш», г. Москва, Россия

Основная проблема интеграции любых информационных систем в «живые» бизнес-процессы машиностроительных предприятий — это неполнота цифрового представления описания проектно-операционной деятельности. Модуль предоставляет удобный функционал анализа полноты исходной информации, решает задачи оперативной корректировки нормативных данных, позволяет быстро решать подобного рода проблемы на этапах проведения опытно-конструкторских работ.

Модель данных пользовательского интерфейса диалога представляет собой плоский список разузлованных детале-сборочных единиц (ДСЕ) в решении, с указанием общего количества использований и размеров партий запуска, их характеристик и историей создания и корректировки данных. В режиме балансировки норм ДСЕ, в которых проводились работы по нормированию пользователем, исключаются из расчета.

В текущей реализации модуля, исходными данными являются значения обобщённой трудоемкости по каждому из проектов, доля трудоемкости изготовления групп деталей и сборочных единиц, а также параметр «производственной сложности» (ПР_сложности) изготовления ДСЕ. После ввода или коррекции исходных значений происходит автоматический расчет трудозатрат по каждой обрабатываемой ДСЕ.

В диалоге определения «ПР сложности» специалист корректирует значение, используя для этого следующие данные об изделии и выбранной ДСЕ:

• Характеристики конструкторско-технологического анализа ДСЕ.

• Комплектацию (для сборочных единиц).

• Информация о применяемом основном материале и заготовке.

• Чертежи и эскизы изделия, хранящиеся в системе или получаемые из цифрового двойника изделия или сторонней PDM.

После корректирования сложности или трудоемкости, система инициирует автоматический перерасчет норм времени в операциях, входящих в маршрут изготовления ДСЕ. Расчет корректированных норм для операций осуществляется, используя долевые соотношения статистических значений.

В процессе подготовки информации по проектам, специалисты получают возможность анализа полноты данных для управления проектно-производственными заданиями и функционал быстрой корректировки, что способствует оперативности обработки проектов.

Создание единой концепции внедрения интегрированных информационных систем при организации производства на предприятиях авиастроения

Ефимова Н.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Одной из наиболее конкурентоспособных отраслей российской промышленности является авиастроение. Для сохранения текущих позиций на мировых рынках необходимо широкомасштабное внедрение новых информационных технологий на авиастроительных предприятиях. Актуальность проблемы внедрения интегрированных информационных систем определяется тем, что информатизация управления предприятием обеспечивает высокое качество управленческих решений, которое позволяет существенно снизить риск возникновения ошибок и существенно сократить временные и финансовые затраты на обработку информации. Всё это может быть обеспечено только в условиях создания единой концепции внедрения интегрированных информационных систем, которая состоит из следующих составляющих: экономически обоснованной структуры функциональных и обеспечивающих подсистем информационной поддержки жизненного цикла наукоемкой авиационной продукции на всех этапах разработки и производства и единый методический инструментарий к оценке экономической эффективности внедрения информационных систем на предприятиях авиастроения.

Выбор концепции разработки эффективного управления производственно-хозяйственными процессами на авиастроительных предприятиях целесообразно начинать с системного анализа бизнес-процессов и подготовки требований заказчика на микроуровне к концепции создания и внедрения новой информационной системы. Основным базисом для подготовки таких требований является согласованный комплекс мероприятий на микро- и на макроуровне по развитию предприятия авиастроения в целом и развитию ИТ-служб, обеспечивающих функционирование информационных систем и технологий. Детализированные требования к концепции разработки интегрированной информационной системы являются базой для всей дальнейшей работы по обоснованию и выбору концепции разработки ИТ-стратегий. Вместе с тем при анализе ИТ-стратегии предприятия возможно учесть все основные перспективы развития научно-производственного потенциала авиастроительного предприятия.

Литература:

1. Калачанов В.Д., Ефимова Н.С., Сорокин А.Е. Обоснование направлений информационной поддержки производства наукоемкой продукции (на примере авиационной промышленности) // Организатор производства. 2014. №1(60). С.23-27.

2. Метечко Л.Б., Сорокин А.Е. Кластерная стратегия экоинновационного развития машиностроительной отрасли// СТИН. 2017. №10. С. 27-30.

Методология проектирования и отработки алгоритмов систем дистанционного управления полётом самолёта с использованием математического моделирования

Жигулин И.Е., Байков С.В.

Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

При разработке алгоритмов управления полетом сегодня всё больше совершенствуются функции автоматического улучшения характеристик устойчивости и управляемости,

ограничения параметров полета, повышения комфорта пилотирования. Это влечет за собой усложнение алгоритмов управления и задач их тестирования. Из-за сложности логической и аппаратной составляющих любое изменение настроек может повлечь непредсказуемое изменение характеристик системы в целом. Потому одним из перспективных методов синтеза законов управления является математическое моделирование.

При использовании моделирования необходимо учесть такие особенности аппаратной реализации системы, как асинхронность каналов, многоканальность, частота обновления, транспортные задержки и запаздывания, связанные с синхронизацией динамических звеньев в разных каналах. Всё это значительно влияет на области устойчивости системы и ее быстродействие.

При моделировании эквивалентность одноканальной модели и реального оборудования обеспечивается за счет искусственного введения в модель звеньев чистого запаздывания, градиентных фильтров и зон нечувствительности.

Несмотря на то, что структуры законов управления (статические, астатические) описаны во многих источниках, такие особенности аэродинамической схемы самолета, как величины коэффициентов подъёмной силы и лобового сопротивления, момента тангажа, характерных углов атаки, собственного демпфирования, эффективности рулей и др. требуют индивидуальных настроек системы.

Для данной задачи разрабатывается комплексная математическая модель самолета, учитывающая аэродинамические, геометрические и массово-инерционные характеристики, работу силовой установки и системы управления.

Далее, при осуществлении синтеза алгоритмов определяется область устойчивости системы по частотным критериям для разомкнутых и замкнутых трактов управления: самолет–система управления–летчик, обратные связи по параметрам движения.

Осуществляется тестирование всех состояний системы для проверки отсутствия логических ошибок (деление на 0, переполнение).

Осуществляется точная настройка алгоритмов на пилотажном стенде для оценки уровней пилотажных характеристик по шкалам Купера-Харпера, PIO. Оценка осуществляется для нормальной работы системы, ее отказных состояний и специфических условий эксплуатации (атмосферные возмущения, обледенение).

Предложенная методика позволяет синтезировать параметры системы и уменьшить риски на этапах рабочего проектирования, а также сократить объем летных испытаний.

Применение радиопоглощающих материалов для уменьшения помехоэмиссии электротехнических комплексов космических аппаратов

Жуков П.А., Кириллов В.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Бортовые приборы и устройства электротехнических комплексов космических аппаратов являются источниками внутренних излучаемых помех в виде электромагнитных полей. Распространение электромагнитных полей и их переотражения внутри корпуса космического аппарата может привести к наведению в электрических цепях бортовых приборов и устройств опасных токов и напряжений. Наведенные в электрических цепях токи напряжения могут значительно ухудшить качество работы бортовых систем.

Суммарное электромагнитное поле на борту космического аппарата, зависит от уровней помехоэмиссии каждого бортового прибора и устройства. Поэтому актуальной задачей при проектировании бортовых комплексов является уменьшение помехоэмиссии каждого бортового прибора и устройства.

Применяемые для защиты электромагнитные экраны не всегда обеспечивают эффективное экранирование излучаемых помех. Гибкие металлические плетеные экраны бортовых кабелей, корпусы блоков приборов, электрические соединители кабельной сети, как правило, имеют неоднородности и апертуры. Часто устранение апертур электромагнитных экранов затруднено, поскольку они конструктивно необходимы, например, для подключения кабельных сетей или в технологических целях. Способом, позволяющим повысить

эффективность экранирования, является размещение во внутреннем объёме конструкции бортовых приборов радиопоглощающих материалов.

В работе предложен способ применения радиопоглощающих материалов для уменьшения помехоэмисии бортовых приборов и устройств.

Радиопоглощающие материалы представляют собой негорючие пластины, выполненные из минеральных волокон с проводящим наполнителем и сохраняют свои свойства в широком диапазоне температур космического пространства.

Предложенный способ позволяет увеличить эффективность экранирования бортовых приборов и устройств без изменения конструкции экрана, уменьшить помехоэмиссию и улучшить электромагнитную обстановку на борту космического аппарата.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-38-90244.

Электропривод на основе ВТСП лент 1-го поколения для тягового винта летательного аппарата

Задачин А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Основные критерии оценки летательных аппаратов будущего поколения связаны с их эксплуатационной экономической и топливно-энергетической эффективностью, а также повышенными экологическими требованиями. Технологии сверхпроводимости позволяют реализовать концепцию летательного аппарата с электроприводом винта, при этом источником питания для сверхпроводниковых электродвигателей постоянного тока могут быть литий-ионная аккумуляторная батарея, электрохимический генератор или сверхпроводниковый генератор, приводимый во вращение от газовой турбины, работающей на продуктах с водородным горючим, хранящимся на борту в криогенном состоянии. Специфика проектирования представленного сверхпроводникового электродвигателя определяется конструктивными особенностями: наличием криостатированой высокотемпературной сверхпроводниковой (ВТСП) обмотки индуктора с криогенным охлаждением, которая размещается на статоре; выполнением машины без ферромагнитопровода якоря, влиянием сильного магнитного поля возбуждения, необходимостью дистанцирования электродвигателя от экипажа и электронных приборов.

В работе приведена классификация атмосферных летательных аппаратов на электротяге. Представлены результаты аналитического подхода к выбору главных размеров ВТСП электрической машины силовой установки атмосферного летательного аппарата в двумерной постановке задачи и приближении токовых слоев применительно к обмоткам ротора и статора. Получен аналог основного расчетного уравнения для электрической машины постоянного тока со сверхпроводящим индуктором и резистивным якорем, позволяющий учесть критериальные зависимости плотности тока в индукторе от температуры в зоне криостатирования и индукции магнитного поля. Сильное магнитное поле, созданное ВТСП обмоткой возбуждения исключает необходимость в магнитопроводе. Отсутствие стали снижает индуктивные параметры обмоток, что упрощает коммутацию и позволяет исключить дополнительные полюса. Эти два фактора существенно снижают удельную массу.

Обзор современных средств анализа полётной информации от производителей авиационной техники

Зрячев С.А., Ларин С.Н.
УлГУ, г. Ульяновск, Россия

Современные тенденции цифровизации всех этапов жизненного цикла авиационной техники (АТ) приводят к увеличению объёмов информации, собираемой в ходе эксплуатации АТ. Такой тип информации жизненно важен как для самих эксплуатантов для внесения корректировок в процессы обслуживания и эксплуатации АТ, так и для производителей АТ для более глубокого анализа эксплуатации их АТ.

Подробный анализ собираемой информации силами инженерно-авиационной службы (ИАС) эксплуатанта позволяет формировать модели прогнозирования отказов элементов АТ.

Для работы с подобной информацией производители АТ предлагают свои программные комплексы анализа полётной информации (ПИ).

Рассмотрим основных производителей АТ, компании Airbus и Boeing.

В 2017 году компания Airbus представила комплекс обработки и анализа ПИ Skywise.

Средство представляет собой программный продукт, автоматизирующий сбор, обработку и анализ информации — поступающих от авиакомпаний и от производителя АТ. За счёт участия большого количества авиакомпаний, появляется возможность сравнительного анализа трендовых характеристик эффективности использования АТ по сравнению с флотами других АК. Хотя в современной гражданской авиации (ГА) происходит переход к средствам стандартизации электронной документации (ASD S1000D), информация от разных источников может отличаться по структуре и методам классификации. Skywise приводит информацию к единому варианту, благодаря чему появляется возможность анализировать информацию, поступающую от всех источников. Минусом данной системы является нежелание многих авиакомпаний делится информацией с другими АК, т.к. это может являться конкурентным преимуществом.

В том же году компания «Боинг» представила программный продукт Analytx. Analytx является группой программных продуктов для решения таких задач, как планирование процессов технического обслуживания и ремонта (ТОиР) АТ, управление запасами, планированием полётов. Также компания предлагает услуги собственных аналитиков для анализа получаемой информации. Минусом данного программного продукта является в первую очередь нацеленность на обработку, анализ и принятие решений силами специалистов разработчика и производителя АТ за дополнительную плату, а не силами АК.

Принципы обеих систем не подходят для их использования при эксплуатации отечественной АТ:

1. Системы нацелены на использование конкретного производителя АТ.

2. Системы не учитывают принципы и подходы послепродажного обслуживания АТ в России.

Автоматизация конфигурирования программного обеспечения наземных станций системы спутниковой связи

Игнатов Н.А., Сечкина Н.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Системы спутниковой связи являются важной компонентой телекоммуникационной инфраструктуры Российской Федерации, а разработка и поставка качественного программного обеспечения для таких систем является актуальной задачей. В подразделении АО «НИИ ТП», на базе которого выполняется работа по автоматизации конфигурирования программного обеспечения, разрабатывается система развертывания программного комплекса для наземных станций. В рамках развертывания предлагается автоматизировать конфигурирование программного обеспечения, поставляемого на различные объекты эксплуатации (территориально-распределенные наземные станции).

Конфигурация программного обеспечения – совокупность настроек программы, задаваемая пользователем, а также процесс их изменения в соответствии с нуждами пользователя. Конфигурационная информация программного обеспечения для работы наземного сегмента поставляется на объекты эксплуатации в виде файлов форматов .ini, .conf, .reg, .xml.

В настоящее время конфигурирование программного обеспечения на объектах эксплуатации выполняет уполномоченное лицо в ручном режиме. Отсутствие автоматизации увеличивает время развертывания программного обеспечения: затрачивается время на поиск и устранение ошибок конфигурирования, а также на редактирование параметров во множестве конфигурационных файлов.

Существуют различные методы автоматизации конфигурирования программного обеспечения. Один из таких методов основан на получении программным компонентом

значений конфигурационных параметров напрямую из централизованного хранилища. Другой метод конфигурирования заключается в применении механизма шаблонов. Шаблон представляет собой размеченный по определенным правилам файл, в котором используются управляющие конструкции и переменные.

Предлагается решение задачи автоматизации конфигурирования, использующее комбинацию описанных подходов. Программное обеспечение решения задачи (конфигуратор) функционирует на этапе сборки на сборочной машине. На этапе сборки программных комплексов конфигуратор выполняет анализ шаблонов: разбирает управляющие конструкции, заменяет переменные конкретными значениями. Значения переменных для различных объектов эксплуатации хранятся в базе данных и выгружаются из нее конфигуратором.

Внедрение конфигуратора позволяет повысить качество поставляемого программного комплекса за счет уменьшения ошибок, ускорения конфигурирования и снижения административных расходов при развертывании.

Оценка целесообразности внедрения информационных систем при организации производства в авиастроении

Калачанов В.Д., Олейникова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время на предприятиях авиастроения при организации высокотехнологичного производства используются десятки отечественных и зарубежных информационных систем, и программных продуктов, которые подчас не отвечают повышенным требованиям импортозамещения и экономической безопасности. В этой связи представляется необходимым проведение технико-экономического анализа эффективности использования таких систем и продуктов на основных предприятиях авиационной промышленности и формирование на этой основе методики оценки целесообразности внедрения информационных систем при организации производства в авиастроении.

Создание методического инструментария проведения такой оценки на мезоуровне (на уровне корпораций или научно-производственных объединений) может быть осуществлено в следующей укрупненной последовательности:

1. На основе технико-экономического анализа производства авиационной техники, а также анализа состояния и перспектив развития отечественных предприятий авиапромышленности могут быть разработаны методические предложения по повышению конкурентоспособности авиастроительного производства на основе создания единой информационной среды при организации цифрового производства в авиастроении.
2. В результате анализа основных требований профильных министерств и ведомств в части импортозамещения и ориентации только на отечественные программные продукты при организации производства авиационной техники могут быть сформированы и научно обоснованы методические рекомендации по конкретизации и реализации требований по импортозамещению.
3. При этом может быть предложен методический подход к проведению выбора программного продукта для автоматизации процессов производства авиационной техники на предприятиях авиастроения в условиях импортозамещения, учитывающий фактор времени и технологическую специфику организации производства в отрасли.
4. Далее может быть разработан метод оценки экономической целесообразности использования типовой информационной системы при организации производства авиационной техники на основе взаимоувязки статического и динамического подходов к определению необходимости внедрения информационных технологий в авиастроении, а также с использованием системы сбалансированных показателей.
5. На этой основе может быть сформулирована концепция мониторинга, оценки и управления основными информационными рисками, сопутствующими процедурам использования систем управления производством авиационной техники.

Автоматическое создание декларативных средств для систем машинного перевода текстов по авиационной тематике

Козловская Я.Д.
ФИЦ ИУ РАН, г. Москва, Россия

Качество машинного перевода научно-технических текстов по авиационной тематике в значительной степени зависит от степени их адаптации к этой предметной области. Наилучшие результаты могут быть получены при использовании технологий создания декларативных средств (двуязычных словарей и грамматических таблиц) по текстам документов.

При решении этой задачи авторы базировались на концепции фразеологического концептуального анализа текстов, в которой утверждалось, что основное содержание текстов выражается через систему текстовых понятий и их отношений. В процессе исследований необходимо было разработать методы выявления понятийного состава коллекции документов и методы установления их формальных признаков (весовых коэффициент). В процессе исследований было установлено, что при автоматическом выделении наименований понятий необходимо использовать критерии смысловой значимости слов и словосочетаний, полученные на основе синтаксических, статистических и семантических методов. Синтаксические критерии базировались на определении синтаксической роли слов и словосочетаний в коллекции текстов. Интерес проявлялся только к тем элементам предложений, которые формировали его смысловую (предикатно-актантную) структуру. Статистические критерии, установленные на основе усовершенствованных формул TF-IDF и BM25, исключали высокочастотную и малочастотную лексику. Семантические методы базировались на анализе смысловой структуры наименований понятий, а также на анализе их контекстного окружения в текстах документов.

Второй, не менее важной задачей является обобщенное представление смыслового содержания документов в виде взаимосвязанной системы понятий, тяготеющих к определенным тематическим категориям. Связывания понятий смысловыми отношениями может осуществляться как на основе их парадигматических (внеконтекстных) связей, так и синтагматических (контекстных) связей. При решении задачи перевода текстов с одного языка на другой нужно не только выявить наименования понятий в текстах, но и связать их контекстными и внеконтекстными связями. Эти задачи решались путем выявления в тексте предикативных синтаксических конструкций.

На основе выполненных исследований были разработаны четыре метода автоматического выявления наименований понятий в текстах документов, проведен их сравнительный анализ и разработана технология автоматического создания декларативных средств для систем машинного перевода.

Транспортировка донорских органов, подсоединенных к системе вспомогательного кровообращения

Колосов А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

По данным Российского трансплантологического общества за последние 5 лет дефицит донорских органов в России увеличился более, чем на 10%. Основные причины такого резкого роста обозначены ниже.

1. Изменение в законодательстве – переход от «неспрошенного согласия» к «неспрошенному запрету» на трансплантацию органов.
2. Успехи современной медицины, сокращающие количество потенциальных посмертных доноров.
3. Широкое распространение личного и общественного транспорта и сопутствующее этому увеличение автомобильных катастроф.
4. «Открытие» областей страны, ранее недоступных для высокотехнологичной медицинской помощи.

Отдавать свои органы при определённых проверках и с их согласия могут либо родственные, либо посмертные доноры. Если в случае родственников донор и реципиент находятся в одной больнице и перевозка органа не предполагается, то в случае мёртвого донора, орган может находиться очень далеко от места проведения операции. В последнем случае донорский орган доставляется к месту операции наземным или воздушным транспортом.

Используемый в настоящее время метод заготовки органов состоит в их специальной обработке и глубоком (4-8°C) охлаждении. Предлагаемый же метод позволяет поддерживать орган системой вспомогательного кровообращения в течение продолжительного времени и полностью отказаться от охлаждения. Однако применение подобной системы при транспортировке донорских органов сопряжено с рядом трудностей:

• Функционирующий орган более подвержен влиянию внешних факторов: температура, давление, влажность, тряска и пр.

• Система вспомогательного кровообращения также подвержена воздействию неблагоприятных факторов окружающей среды в т.ч. ее двигатель, система управления, источник питания.

Снижение неблагоприятных воздействий как на донорский орган, так и на техническую систему должно быть обеспечено вспомогательными средствами, относящимися к системе, а не транспортному средству.

Решение задачи о «разладке» в нелинейных динамических системах методом вейвлет-анализа

Конышева В.Ю., Шаронов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из основных задач анализа динамических систем является задача определения моментов возникновения изменений параметров объекта (моментов «разладки»). Для линейных динамических систем эта задача была решена в работе [1], в которой рассматривались системы, состоящие из двух функциональных элементов с последовательной и обратной связью. Разработанный подход был перенесен для решения подобной задачи в нелинейных динамических системах.

Для анализа функционирования была выбрана одна из простейших нелинейных динамических систем – математический маятник. При математическом моделировании в определенные моменты времени претерпевали изменения значения параметров m – массы маятника, L – длины подвеса маятника.

Решение поставленной задачи определения изменившихся параметров объекта и моментов возникновения изменений осуществлялось в рамках теории параметрической чувствительности с разложением функций параметрической чувствительности в ряды Фурье по ортонормированному вейвлет-базису [2]. Результаты математического моделирования подтвердили работоспособность предлагаемого подхода.

Литература:

1. Конышева В.Ю. Вейвлет-анализ в задачах контроля и диагностики линейных динамических систем [Электронный ресурс] / В.Ю. Конышева, Н.А. Максимов, А.В. Шаронов // Труды МАИ. 2017. №97. Режим доступа: http://trudymai.ru/upload/iblock/911/Konysheva_Maksimov_SHaronov_rus.pdf?lang=ru&issue=97
2. Шаронов, А.В. Методы и алгоритмы обработки результатов экспериментальных исследований [Текст] / А.В. Шаронов. – М.: Изд-во МАИ. 2004. 243 с.

Моделирование процессов распределения тепла по печатной плате в условиях естественной и вынужденной конвекции

Коробков М.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Ввиду уменьшения габаритов разрабатываемых электронных устройств становится невозможным установка дополнительного активного или пассивного охлаждения, что

порождает необходимость в проектировании печатных плат с учетом тепла, выделяемого компонентами при работе. Для проверки корректности проектирования необходима имитационная модель, способная с достаточной степенью достоверности отображать распределение тепла, выделяемого поверхностно-монтируемым компонентом, в условиях естественной и вынужденной конвекции, создание которой и производилось в процессе работы.

Определены геометрические, физические и граничные краевые условия задачи. Для упрощения расчетов и сокращения вычислительного времени вместо рассмотрения нестационарного процесса исследовано несколько стационарных процессов, результаты которых затем линейно интерполировались. В качестве исследуемой геометрической модели использовалось эпоксидное основание в виде стеклотекстолита FR-4 без медной фольги и установленного на него компонента в виде резистора. Рассмотрены различные варианты расположения геометрической модели в пространстве: горизонтальное и вертикальное.

Создание модели производилось в системе конечно-элементного анализа ANSYS в модуле Fluid Flow с применением решателя Fluent. В процессе создания модели определены оптимальные параметры построения сеточной модели, параметры турбулентности исследуемого процесса и настройки используемого решателя.

В ходе работы проведен натурный эксперимент с начальными условиями, применяемыми при создании имитационной модели. Результаты эксперимента соответствуют результатам моделирования, что позволяет использовать полученные параметры при создании имитационных моделей проектируемых печатных плат. Также построены зависимости температуры компонента от производительности вентилятора, что позволяет оценить эффективность использования активного охлаждения при разработке устройств.

Сравнительный анализ вариантов калибровки гироинерциальных блоков на основе МЭМС-датчиков

Крылов А.А., Веремеенко К.К.
МАИ, г. Москва, Россия

Процедура калибровки гироскопов является одной из ключевых при проведении испытаний инерциальных датчиков и разнообразных изделий (гироинерциальных блоков (ГИБ), бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС)) на их основе. Принципиально калибровочные испытания могут быть построены по двум существенно различным методикам: калибровка по прямым измерениям (если они доступны, например, в ГИБ), а также калибровка по измерениям выходных параметров БИНС (когда доступны только интегральные показания, например, координаты, скорости и углы ориентации). Каждая из них имеет свои положительные и отрицательные стороны, и выбор той или иной методики определяется как физическим составом и доступными измерениями от испытуемого образца, так и их метрологическими характеристиками. В случае ГИБ каждый гироскоп и акселерометр может быть откалиброван независимо от остальных при задании необходимых поворотов и измеряемых воздействий. При этом точность калибровки, помимо нестабильности датчиков, будет определяться только точностью стендового оборудования в условиях задаваемых воздействий. В случае измерений выходных параметров БИНС необходимо формировать уравнения состояния всей системы, учитывающие влияние калибруемых датчиков.

В докладе предлагается методика исследования двух указанных выше вариантов калибровки МЭМС-датчиков методом имитационного моделирования. При этом описывается построение математической модели ГИБ и ИНС, содержащей все учитываемые погрешности. На основе этих моделей разрабатываются алгоритмы оптимальной фильтрации Калмана, позволяющие наиболее точно определять калибровочные коэффициенты гироскопов и акселерометров.

Приводятся сценарии калибровки для случая измерений выходов ГИБ и для случая измерений выходов БИНС. На основе разработанных методики и сценариев моделирования создана программа имитационного моделирования процессов калибровки для двух

рассматриваемых вариантов. Приводятся результаты имитационного моделирования, позволяющие сравнить точность и время проведения калибровки по двум обсуждаемым вариантам.

Моделирование автоматической подсистемы обеспечения устойчивости перспективного транспортного самолёта в канале крена при ступенчатых дачах педалями

Кудрявцев А.В., Куликов С.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Приоритеты при создании самолетов постепенно меняются, однако безопасность неизменно является важнейшей характеристикой самолета и всей авиационной транспортной системы. Статистика показывает, что в настоящее время ≈70% авиационных катастроф происходит по вине человека, при этом большинство ошибок – это непреднамеренные действия экипажа, неадекватные развивающейся ситуации. Влияние ошибок человека может быть существенно уменьшено за счет расширения использования автоматических функций ограничения предельных режимов полета.

Проведенные исследования динамических характеристик разрабатываемого сегодня перспективного транспортного самолета выявили риск превышения максимально допустимого угла крена, вплоть до выхода на запредельные углы атаки и сваливания самолета с переходом в спиральное вращение, при резком отклонении педалей руля направления (РН), вызванном непреднамеренными действиями летчика. Такое поведение самолета связано с большой эффективностью РН, приводящей к быстрому нарастанию угла скольжения и увеличению угла атаки, и проявляется в широком диапазоне скоростей при различных режимах выпущенной механизации крыла.

Автоматические системы обеспечения устойчивости и управляемости самолета традиционно парируют подобное явление элеронами либо элеронами совместно с интерцепторами в зависимости от соотношения возмущающих моментов и эффективности органов управления. Однако при большом угле атаки эффективность органов поперечного управления заметно снижается и становится недостаточной, что требует совместного противодействия элеронами и интерцепторами и соответственно тщательной проработки логики их использования в автоматической системе устойчивости и управляемости перспективного транспортного самолета.

Для предотвращения выхода за предельные углы крена и стабилизации переходного процесса по крену при ступенчатом отклонении РН на максимальный угол предложена логика работы системы стабилизации, в которой формируется дополнительный сигнал на интерцепторы, работающие в элеронном режиме. В данной работе рассматривается подсистема ограничения крена самолета, вызванного резким отклонением руля направления на максимальный угол, а также представлены результаты испытаний на инженерном стенде, полученные при моделировании пространственного движения перспективного транспортного самолета с предложенной подсистемой.

Моделирование процесса восстановления беспроводной сенсорной сети, осуществляемого с помощью разновидности механизма keep-alive

Макашов А.А., Терентьев М.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Беспроводные сенсорные сети (БСС) обычно вынуждены работать в условиях помех. В таком случае один или несколько узлов могут потерять связь со своими соседями. В случае древовидной топологии это приводит к нарушению маршрутов передачи сообщений и невозможности получать данные со значительной области. Данные обстоятельства необходимо учитывать при имитационном моделировании БСС. В данной работе описываются результаты моделирования БСС, произведённые с помощью симулятора ns-3 и дополнения к его модулю LRWPAN. Дополнение реализует сетевой и прикладной уровни стека протоколов, при этом функциональность сетевого уровня включает восстановление

логической целостности сети с помощью разновидности механизма keep-alive. Данный механизм, изначально описанный для TCP, был адаптирован для БСС в рамках данной работы. Работа механизма заключается в периодической рассылке проверочных сообщений и переподключении узлов, потерявших связь с соседями.

Параметры моделирования: на области 500 × 500 м располагаются 80 узлов, при этом координатор расположен в углу области, прочие узлы располагаются случайным образом. Раз в 3 с каждый подключённый к сети узел отправляет координатору пакет объемом 30 байт (не учитывая заголовки). Время от времени включается один из трёх случайно расположенных источников помех. Отслеживалось изменение надёжности сети путём вычисления надёжности по каждому 20-секундному интервалу времени моделирования. Моделирование проводилось на различных вариантах расположения узлов. Моделировались два случая: с работающим алгоритмом восстановления и без него.

В ходе эксперимента были получены следующие результаты. Средняя надёжность сети при отключённых источниках помех около 0.95 – 0.98. При включении источника помех надёжность падает, значение надёжности зависит от расположения помехи (случаи, когда координатор сети попадает в зону действия помехи, не учитывались). В среднем надёжность опускалась до 0.5 – 0.6. Когда алгоритм восстановления не работал, уровень надёжности во время действия помехи оставался на прежнем уровне. В случаях, когда алгоритм работал, надёжность восстанавливалась в течение 30-40 секунд до средних значений около 0.7 – 0.9.

Проведённый эксперимент показывает, что используемый алгоритм восстановления сети на основе механизма keep-alive успешно решает задачу восстановления вышедших из строя маршрутов передачи данных в БСС.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №17-08-01641а.

Модель планирования и управления полётом группы БЛА

Максимов Н.А., Шаронов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В докладе рассматривается задача построения маршрута группы беспилотных летательных аппаратов (БЛА), осуществляющих инспектирования множества целей, распределенных на земной поверхности. Координаты целей заданы, кроме того, заданы высоты, с которых необходимо производить инспектирование. Последнее условие отличает данную постановку от описанных в литературе [1-3]. Известны все характеристики БЛА (скорость, запас топлива, скороподъемность и т.д.). При выполнении миссии БЛА могут выйти из строя либо по техническим причинам, либо из-за действий противоборствующей стороны. В этом случае необходимо произвести перепланирование и назначить цели, необслуженные вышедшим из строя БЛА, на другие аппараты. Разработана модель решения поставленной задачи, которая формализована в форме задачи коммивояжера. Для решения использованы жадные алгоритмы. Разработано программное обеспечение, с использованием которого решены контрольные примеры.

Литература:

1. Ивашова Н. Д., Михайлин Д. А., Чернякова М. Е., Шаныгин С. В.
Нейросетевое решение задачи оперативного планирования маршрутного полета беспилотных летательных аппаратов и назначение времени наблюдения наземных объектов с помощью нечеткой логики при отображении этих результатов на экране компьютера до вылета. Сетевое научное издание «Труды МАИ» 2019 № 104 URL: http://trudy mai.ru/published.php?ID=24769.

2. Подлипьян П.Е., Максимов Н.А. Многофазный алгоритм решения задачи планирования полета группы беспилотных летательных аппаратов. // Труды МАИ. 2011. № 43. URL: http://trudy mai.ru/published.php?ID=24769.

3. Максимов А.Н., Максимов Н.А. Разработка и описание математической модели прокладки маршрута полета группы беспилотных летательных аппаратов. // Сб. трудов

Международной научно-технической конференции "Перспективные информационные технологии”. Самара. 2018. С. 487-489.

Управление качеством процессов в рамках новой цифровой экономики

Мандраков Е.С., Дудина Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Для систем менеджмента качества (СМК) процессный подход является одним из семи основных принципов. Он определяет, каким образом организация обеспечивает функционирование и результативность своей деятельности, поэтому процессный подход можно смело назвать фундаментом систем управления организаций, на которых внедрена СМК. В связи с этим, деятельность по управлению процессами присуща многим фирмам современного бизнеса и, конечно, промышленным предприятиям.

Последние десятилетия в организациях успешно применяются различные методы моделирования и описания процессов, которые учитывают их взаимодействие и показатели, к наиболее популярным относятся: IDEF (0,3); ARIS; Ericsson'Penker; Rational Unified Process и др. Касательно процессов главная задача СМК – это их определение, описание, управление, контроль и улучшение. Для повышения качества процессов, в СМК может применяется огромное количество методов и инструментов (QFD; FMEA; ФСА и т.д.), цель которых выявить область для улучшения и воздействовать на определенные показатели качества процессов.

И сейчас на предприятиях происходит новый скачек развития, связанный с цифровыми преобразованиями, которые ведут к созданию цифровых организаций, в которых большая часть деятельности станет автоматизированной. Работа современных организаций все больше переходит в класс цифровой экономики, основанной на цифровых технологиях, что также касается и управления качеством процессов организации. Соответствуя принципу постоянного улучшения, можно будет «запрограммировать» процессы на повышение их показателей и оптимизацию отдельных элементов деятельности.

Для определения направления улучшения необходим постоянный контроль работы процессов, что будет легко осуществимо, благодаря вычислительной мощности и программному обеспечению современных цифровых организаций. В ходе безостановочного процесса сбора данных о деятельности того или иного процесса, будет проводиться постоянный поиск участков, которые отклоняются от требуемых значений или которые возможно улучшить.

Интеграция математической модели перспективного среднемагистрального самолёта в тренажёре вычислительной системы самолётовождения

Митрофанов С.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Увеличение сложности авиационных компонентов и систем авионики привело к необходимости повышения уровня подготовки летного экипажа к эксплуатации данных систем. Использование дорогостоящих тренажерных средств имитации полета для конкретной учебной деятельности способствовало появлению задачи разработки тренажеров, оптимизированных под определенные задачи. Одним из примеров является вычислительная система самолетовождения (ВСС). ВСС предназначена для решения задач навигации самолёта по маршруту. Обучение работе с ВСС в зависимости от первоначальной подготовки обучаемого может потребовать до нескольких дней обучения. Поэтому разработка тренажера ВСС на базе портативного компьютера (ПК) позволяет сократить стоимость обучения летного экипажа за счет переноса части времени подготовки с пилотажного тренажера на ПК.

Тренажер ВСС позволяет развивать и практиковать навыки взаимодействия летного экипажа с ВСС в среде ПК. Для обеспечения большей наглядности и достоверности поведения систем самолета необходимо использовать упрощенную математическую модель данного семейства самолетов. Достаточными составляющими для тренажера ВСС являются модели:

- аэродинамики;

• силовой установки;
• комплексной системы управления.

Для подготовки упрощенной модели самолета к интеграции в тренажер ВСС имеется возможность использования графической среды имитационного моделирования Simulink MATLAB. Встроенный генератор кода MATLAB позволяет получить автономный код на языке C/C++, который интегрируется в программное обеспечение (ПО) тренажера ВСС. Особенностью использования математической модели является обеспечение взаимодействия сгенерированного кода и ПО ВСС, аналогичным ПО, используемым в самолетной ВСС.

Показанные решения применимы для создания мультиплатформенных приложений.

Навигационная система наземного колесного гироскопического стабилизатора с двухстепенной платформой, перемещающегося по негоризонтальной поверхности с проскальзыванием

Михеев В.В., Черноморский А.И., Алешин Б.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Подстилающая поверхность, по которой перемещается наземный колесный гироскопический стабилизатор (НКГС), обладает рядом особенностей, которые необходимо учитывать при построении навигационной системы. В частности, она характеризуется наличием уклонов, неровностей; возможно также наличие проскальзывания относительно нее колес НКГС.

В работе рассматривается построение навигационной системы НКГС с двухстепенной платформой, стабилизируемой в плоскости горизонта. Стабилизация достигается с помощью трех маховиков, два из которых осуществляют стабилизацию вокруг осей платформы и рамы, а третий компенсирует возмущающие моменты сил инерции, возникающие при ускоренных движениях НКГС. Ограничение скоростей вращения стабилизирующих маховиков реализуется путем формирования дополнительных гравитационных стабилизирующих моментов при управляемых линейных перемещениях этих маховиков. На платформе НКГС установлены триады микромеханических акселерометров и датчиков угловых скоростей с осями чувствительности, расположенными вдоль осей платформы, а также приемник спутниковой навигационной системы и лазерные измерители высоты; на оси колесной пары установлены энкодеры. Ядром комплексной навигационной системы является одометрическая система с курсовым датчиком угловой скорости, корректируемой по информации от спутниковой навигационной системы. Особенностью разработанной навигационной системы является использование в ее алгоритмах информации об уклонах подстилающей поверхности, определяемых с помощью лазерных дальномеров. Это позволяет корректировать скорость перемещения НКГС, а также координаты его местоположения, в частности осуществлять коррекцию вертикального канала системы. На основе информации от комплексной навигационной системы и микромеханических инерциальных измерителей осуществляется определение усредненных значений скоростей проскальзывания колес НКГС, что обеспечивает возможность уточнение показаний акселерометрических датчиков углов отклонения от плоскости горизонта, и, следовательно, повышения точности стабилизации платформы в этой плоскости.

Моделирование перемещений НКГС по негоризонтальной подстилающей поверхности с использованием разработанной модели проскальзывания колес, а также испытания макета навигационной системы подтвердили эффективность принятых решений.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (Договор №17-08-00928\17).

Концепция шифрования данных с помощью экстремальных однородных гиперграфов

Мокряков А.В., Егорова Е.К., Суворова А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Клод Шеннон предполагал возможность использования графов для шифрования данных. В ряде работ рассматривается применение гиперграфов для работы с ключами или при анализе

данных перед обработкой. В данной работе предлагается концепция использования структуры гиперграфа в шифровании данных как описания последовательности преобразования данных.

Известно, что каждому гиперграфу можно установить соответствие с вектором его степеней вершин. Существуют редукционные алгоритмы, позволяющие восстановить однородный гиперграф (комплекс) из вектора степеней его вершин [1]. Однородным называется гиперграф, гиперрёбра которого инцидентны одному и тому количеству вершин.

Множеством реализаций вектора называется множество всех гиперграфов, восстанавливаемых из вектора. Если мощность множества реализаций равна единице, то такой гиперграф называется совершенным. В случае если вектор упорядочен по невозрастанию, а мощность множества реализаций также равна единице, то такой гиперграф называется экстремальным.

Таким образом было установлено взаимно-однозначное соответствие между экстремальными гиперграфами и их векторами.

Далее опишем процесс шифрования данных.

1. Данные разбиваем на блоки одного размера.
2. Выбирается размерность гиперграфа и количество вершин в нём (n).
3. Выбирается экстремальный вектор требуемой размерности и соответствующий ему экстремальный однородный гиперграф.
4. Блоки нумеруются значениями от 1 до n циклически.
5. Над каждым блоком выполняется обратимое преобразование в зависимости от того, с какими гиперрёбрами вершина инцидентна.
6. В качестве ключа передаётся размерность однородного гиперграфа и выбранный вектор, зашифрованные по одному из известных алгоритмов, например, ГОСТ или AES.

Для дешифровки данных сначала нужно по вектору построить однородный гиперграф, а затем дешифровать блоки данных с помощью той же обратимой функции.

Исследование надёжности шифрования данных вышеописанным методом требует дальнейшего изучения, но при условии, что уже на 15 вершинах существует более 2,5 триллионов экстремальных 3-однородных гиперграфов [2], подобрать ключ на данный момент не представляется возможным.

Литература:

1. Mokryakov A. V., Tsurkov V. I. «Reconstructing 2-comlexes by a nonnegative integer-valued vector» // Automation and Remote Control. 2011. v. 72. №12. pp. 2541-2552.

2. Мокряков А. В., Селин П. С., Цурков В. И. Минимакс и восстановление по вектору в графах. - М.: Физматлит. 2017. 309 с.

Особенности информационного обеспечения при разработке конструкторской документации

Москаленко А.А.

РКС, г. Москва, Россия

В условиях разработки и конструирования новых изделий важное значение приобретает задача повышения информированности специалистов о наличии актуальных и перспективных технологий, существующих в организации и за её пределами. От уровня предоставления информации о технологиях и материалах зависит эффективность и вариативность разработки изделия.

При разработке новых конструкций необходимо постоянно повышать качество и надежность выпускаемых изделий, а также сокращать сроки их разработки.

Исходя из личного опыта составлена схема взаимодействия инженеров-конструкторов и инженеров-технологов на различных этапах разработки КД. На основании данной схемы и результатов анализа литературных источников, где особое внимание уделено интегрированным системам управления жизненным циклом изделия, разработан алгоритм поиска оптимального сочетания технологии и будущей конструкции изделия. В качестве входных данных выступает информация о технологиях, материалах и требованиях к изделию.

Алгоритм показывает на каком этапе необходимо актуализировать информацию по запросу участника системы.

Разработку КД условно можно разделить на три основные этапа. Первый этап – это определение облика будущей конструкции изделия, а также определение необходимых технологий и материалов для его изготовления. Второй этап – формирование конструкции путем итерационных процессов анализа возможных компоновок, входящих в неё элементов и связей. Третий этап – выпуск КД.

Особенность алгоритма в том, что взаимодействия между конструкторским и технологическим подразделениями осуществляются параллельно, используя современные системы управления базами данных. Участники процесса стремятся получить уточненные данные о технологиях и материалах для выполнения определенных задач. Обратная связь поддерживается на всех этапах разработки и согласования КД, тем самым в систему информационного обеспечения включается метод Дельфи, который сочетает в себе экспертные оценки и метод сценариев. Сокращается время разработки изделия за счет оперативного выявления недочетов на ранних этапах разработки КД, что позволяет осуществить большее количество проработок будущей конструкции, и таким образом повысить её вариативность.

Благодаря критериально сформулированным запросам и обеспечению полнотой информативности имеющихся исходных данных, можно повысить эффективность мероприятий, способствующих запуску спроса и предложения новых технологий и материалов, для реализации нестандартных конструктивных решений.

Проектирование электрических жгутов электротехнических комплексов летательных аппаратов

Нгуен Т.В., Кириллов В.Ю
МАИ, г. Москва, Россия

Бортовая сеть электротехнических комплексов летательных аппаратов — это совокупность большого числа проводников, экранированных и неэкранированных кабелей, объединённых в электрические жгуты и предназначенных для передачи и распределения энергии, информационных и управляющих сигналов. Общая длина электрических жгутов бортовой сети летательных аппаратов может быть равна тысячам метров и составлять значительную часть массы летательного аппарата.

Важной задачей при проектировании бортовой сети является задача минимизации общей длины проводников и, как следствие, массы жгутов бортовой сети. Решение задачи минимизации общей длины проводников электрических жгутов бортовой сети заключается в нахождении оптимальных трасс прокладки жгутов в конструкции летательного аппарата.

Минимизация общей длины во многих случаях может осуществляться только с учётом электромагнитной совместимости входящих в состав жгутов проводников и кабелей. Условие электромагнитной совместимости усложняет задачу проектирования и приводит к многовариантным решениям.

Разработанные алгоритм и компьютерная программа позволяют минимизировать суммарную длину электрических жгутов с учётом пространственной геометрии конструкции летательного аппарата. Процесс поиска оптимальных трасс электрических жгутов минимальной длины состоит из трёх этапов. На первом этапе на основе анализа геометрических особенностей конструкции летательного аппарата определяются все возможные пути прокладки электрических жгутов. На втором этапе производится отображение геометрической структуры конструкции летательного аппарата с возможными путями прокладки электрических жгутов в топологическую структуру в виде ненаправленного графа. На третьем этапе на основе разработанного алгоритма на графе определяются оптимальные пути для электрических жгутов с минимальной длиной проводников и кабелей.

Если в общем числе всех проводников заданы несовместимые в одном электрическом жгуте проводники, разработанный алгоритм первоначально определяет количество жгутов исходя

из условий электромагнитной совместимости, а затем находит оптимальные пути прокладки каждого жгута в соответствии с критерием минимума суммарной длины проводников.

Микроконтроллерная система управления двигателя-маховика по кинетическому моменту для высокодинамичных космических аппаратов

Некрасов В.В.
Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва, Россия

В качестве исполнительных органов систем ориентации и стабилизации различных космических аппаратов (КА) применяют двигатели-маховики (ДМ). Появление российской радиационно стойкой микроконтроллерной техники открыло новые возможности в управлении ДМ, позволяющие создать новую отечественную систему ориентации и стабилизации КА, основанную на управлении ДМ по кинетическому моменту. Данная задача инициировала разработку нового ДМ с цифровым микроконтроллерным управлением (ДМ-МК) на базе АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

Разрабатываемая система управления должна быть унифицированной для выполнения различных манёвров КА. Следовательно, концепция управления – максимально допустимое быстродействие маневрирования, то есть управление высокодинамичными КА.

Исходя из вышеизложенной концепции была сформулирована следующая научная задача [1].

Дано: основные технические характеристики ДМ-МК и требования к допустимому отклонению частоты вращения ротора в режиме управления по скорости ДМ-МК.

Найти: функцию управления ДМ-МК в режиме заданной скорости.

С помощью математических методов Эйлера и наименьших квадратов, а также законов регулирования, была построена математическая модель функции управления ДМ в режиме заданной скорости вращения ротора для высокодинамичных КА в реальном времени [2].

Была проведена оптимизация построенной математической модели, где математический метод Эйлера был заменён на модифицированный метод Эйлера [3].

В настоящее время осуществляются натурные испытания.

Планируемое внедрение – конец 2019 года.

Литература:

1. Бабишин В.Д., Некрасов В.В., Соседко К.А. Постановка научной задачи по разработке нового ДМ для управления КА. – Крым: ТРУДЫ МКЭЭЭ–2018. С.149–151.

2. Некрасов В.В. Построение математической модели МК-системы управления ДМ в режиме заданной скорости с помощью различных методов и законов регулирования.– М.: Труды ВНИИЭМ. Т.171. №4. 2019. С. 3–8.

3. Бабишин В.Д., Некрасов В.В., Соседко К.А. Оптимизация математической модели МК-системы управления ДМ в режиме заданной скорости, построенной с помощью различных математических методов и законов регулирования. Сборник трудов. 28 Международная научно-техническая конференция: Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации. 14-20 сентября 2019. Крым. С.170–171.

Использование нейронных сетей для построения оптимального маршрута полёта самолёта

Новиков А.Ю., Ярославский В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время одним из самых популярных подходов к решению задач становится использование нейронных сетей. Спрос на их развитие растет с каждым годом, так как они позволяют решать обширный круг проблем. Целью данной работы является разработка программного обеспечения на основе нейронных сетей, способного помочь пилоту самолета.

Одной из областей применения нейронной сети является навигация и прокладывание наиболее оптимального маршрута для самолета в процессе эксплуатации. Как пример, пилот самолета с трудом способен рассчитать наиболее оптимальный маршрут полёта, в котором были бы обеспечены минимальные затраты топлива с наиболее комфортным и безопасным

полётом для пассажиров. В такой задаче нейронная сеть окажется эффективным средством решения данной проблемы – обеспечение оптимального маршрута. Используя способность нейронных сетей к самообучению, становится возможным сэкономить на подготовке и загрузке карты маршрута.

При построении оптимального маршрута для обеспечения безопасности полёта потребуется учесть наличие воздушных потоков, завихрений. Соответственно нейронная сеть, используя показания приборов, должна определить, предсказать и сообщить пилоту о приближении опасного участка маршрута и указать рекомендуемый маршрут обхода участка.

Для разработки программного обеспечения было необходимо обучить нейронную сеть. Для обучения нейронной сети использовалась модель самолета и модели взаимодействия различных физических явлений на этот самолет.

Как итог – была разработана программа, обеспечивающая постройку оптимального маршрута прямо во время полета, при построении которого учитываются данные с приборов самолёта. Также данное программное обеспечение сообщает пилотам о смене рекомендуемого маршрута, о причинах смены маршрута, что позволит пилотам своевременно принять решение при пилотировании.

Входной контроль постоянных магнитов с использованием имитатора магнитной системы

Осикова К.С., Захаренко А.Б.
Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва, Россия

В современных электрических машинах широко применяются постоянные магниты с рабочей температурой выше 150°С. Термостабильность магнитных свойств постоянных магнитов зависит от концентрации легирующих элементов (кобальт, галлий и ниобий). Уменьшение легирующего вещества приводит к снижению рабочих температур постоянных магнитов, но не цены продукта производства.

В связи с этим, наилучшим способом входного неразрушающего контроля постоянных магнитов является измерение магнитной индукции непосредственно на поверхности постоянных магнитов, находящихся внутри магнитной системы электрической машины, так как характер магнитного поля постоянного магнита вне магнитной системы магнитоэлектрической машины другой. Кроме того, при нагревании постоянного магнита незамкнутой формы вне магнитной системы до рабочей температуры (например, в муфельной печи), его магнитные свойства могут подвергнуться деградации. Следует также отметить, что малая величина воздушного зазора ЭМ не позволяет измерить магнитную индукцию с помощью тесламетра, минимальный размер щупа которого обычно больше величины зазора.

Задачу входного контроля можно решить с помощью нового способа измерения магнитной индукции постоянных магнитов на имитаторе магнитной системы электрической машины (патент на изобретение РФ №2699235 «Способ измерения магнитной индукции постоянных магнитов», авторы А.Б. Захаренко, К.С. Осикова и др.).

С помощью датчика магнитного поля измеряется магнитная индукция на поверхности постоянных магнитов внутри имитатора магнитной системы магнитоэлектрической машины, измерение магнитного поля происходит в воздушном зазоре магнитной системы, которая имитирует реальную электрическую машину. Конструкция имитатора магнитной системы электрической машины состоит из двух магнитопроводов – внешнего и внутреннего, воздушный зазор имитатора выбран такой величины, которая позволяет внести щуп тесламетра. Немагнитные клинья расположены в воздушном зазоре имитатора и обеспечивают необходимую равномерную величину воздушного зазора.

Для приведения измеренной на имитаторе магнитной индукции к реальной электрической машине необходимо определить коэффициент подобия. Этот коэффициент рассчитывается как отношение расчетных величин магнитных индукций в имитаторе магнитной системы и в реальной магнитоэлектрической машине на поверхности постоянных магнитов. Коэффициент подобия является результатом моделирования магнитных полей в ЭМ и имитаторе магнитной системы методом конечных элементов.

Определение барьеров, затрудняющих реализацию мероприятий по цифровой трансформации

Петросян Ш.Г., Садковская Н.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

При принятии управленческих решений по подготовке и реализации мероприятий по внедрению технологий цифрового производства, необходимо учитывать влияние барьеров. Для этого необходимо провести оценку барьеров, затрудняющих реализацию мероприятий по цифровизации предприятия. Разработана система оценки уровня барьеров, состоящая из 14 показателей, основными среди которых являются:

-устаревшие производственные технологии с низким уровнем автоматизации;

-ограниченные возможности ИТ-инфраструктуры предприятия;

-сложность интеграции цифровых технологий с существующими на предприятии ИТ-системами и пр.

Можно оценить влияние барьеров как малосущественное, если нормированный обобщенный барьер составляет менее 35 %. В этом случае влияние барьеров не является определяющим фактором, затрудняющим внедрение технологий цифрового производства, предприятие готово к проведению масштабных мероприятий по цифровизации.

Барьеры оказывают сдерживающее влияние, если нормированный обобщенный барьер находится в диапазоне от 35 до 70 %. В данной ситуации наличие определенных барьеров может стать препятствием для реализации намеченных мероприятий по цифровизации производства. В этом случае акцент в деятельности должен быть перенесен на устранение имеющихся препятствий.

Барьеры оказывают ограничивающее влияние, если нормированный обобщенный барьер составляет более 70 %. Выявленные барьеры существенно ограничивают возможность проведения масштабных мероприятий по цифровизации предприятия. На данный момент предприятие не готово к деятельности по переходу к цифровому производству. Целесообразно рассмотреть возможность внедрения отдельных элементов, позволяющих повысить эффективность деятельности предприятия в наибольшей степени.

Преобразователь напряжения для подсистемы удаления льда беспилотного летательного аппарата

Полетаев А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Нарастание льда на поверхности летательного аппарата может существенно изменять картину обтекающих планер воздушных потоков, ухудшать аэродинамические характеристики, приводить к потере устойчивости и, как следствие, стать причиной катастрофы. Для удаления ледяного слоя на беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) наиболее целесообразно применять ударную электроимпульсную противообледенительную систему (ЭИПОС). Принцип действия ЭИПОС заключается в создании ударных воздействий на обшивку планера соленоидными вибраторами, в которых периодически формируются импульсы токов величиной порядка единиц килоампер с крутыми фронтами. Это диктует необходимость применения накопителей электрической энергии, в качестве которых используются конденсаторные батареи большой ёмкости, заряжаемые до высокого напряжения.

Для заряда накопительных конденсаторов ЭИПОС БПЛА должны применяться преобразователи постоянного напряжения (ППН), к которым предъявляется ряд специфических требований:

• Обеспечение высокого выходного напряжения (1000В) при низком входном (27В).

• Возможность работы в повторно-кратковременном режиме.

• Возможность работы на чисто ёмкостную нагрузку.

При этом необходимо учитывать, что применение высокопотенциальных трансформаторов имеет ряд существенных недостатков:

• Высокие значения паразитных параметров трансформатора: индуктивностей рассеяния и межобмоточных ёмкостей.

• Необходимость в применении высоковольтной межслойной изоляции.

• Затруднённый отвод тепла от сердечника трансформатора вследствие большого объёма проводов и изоляционных материалов.

Поиск оптимальной структуры ППН для ЭИПОС БПЛА приводит к необходимости рассмотрения многоканальных (многофазных) схем с суммированием выходных напряжений силовых преобразовательных ячеек (СПЯ).

В данной работе предложена принципиальная схема четырёхфазного импульсного ППН с управлением по пиковому току дросселя (Current Mode, CM). Применение режима CM позволяет упростить решение основной проблемы, возникающей при построении многоканальных преобразователей – обеспечение равномерного токораспределения между СПЯ. В результате проведенного имитационного компьютерного моделирования была показана работоспособность разработанной схемы, исследованы энергетические и динамические характеристики, сделан вывод о возможности её практического применения.

Моделирование работы аналогового нейрофильтра при выделении периодического сигнала из шумов

Поляков С.В., Дембицкий Н.Л., Якушев А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Основное преимущество искусственных нейронных сетей – способность к обучению и самообучению. Последовательный характер цифровых вычислений не позволяет в полной мере использовать эти возможности в задачах, требующих высокого быстродействия. К таким задачам относится выделение полезного радиосигнала из помех. Для этого в рассматриваемой системе решены задачи долговременного хранения, быстрой записи и считывания аналоговых значений сигналов. Запоминающее аналоговое устройство (ЗУ) выполнено на элементах аналоговой логики, что позволило значительно уменьшить задержки записи и решить проблему потери информации, свойственную существующим аналоговым ячейкам памяти. Достигнутые параметры ЗУ позволили нейрофильтру (НФ) функционировать в режимах обучения и считывания данных в темпе изменения значений полезного сигнала на входе.

Разработанный аналоговый нейрофильтр приспособлен для работы в условиях помех большой интенсивности. Эксперименты показали возможность выделения сигналов из помех с быстродействием нескольких десятков микросекунд, которое достигнуто за счёт параллельной обработки информации, и применением аналоговой логики в схемах управления.

Особенностью предлагаемых решений является применение логической обработки без перехода к цифровому представлению сигналов. Отказ от дискретизации сигналов позволяет: во-первых, избежать ошибок в промежутках между выборками по времени и по уровню квантований, во-вторых, увеличить быстродействие за счёт исключения АЦП и программных методов обработки.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о перспективности предлагаемого подхода к обработке радиосигналов на фоне помех как альтернативы цифровым системам.

Современные подходы в решении задач цифровизации на производственном предприятии

Попова Е.С., Цырков Г.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В условиях современного развития цифровых технологий становится актуальной задача повышения конкурентоспособности производственного предприятия и поиск актуальных подходов к организационно-экономическому обеспечению процессов производства, включая методы организации управления производством. Данные направления развития осуществимы в условиях оперативного обмена информацией, анализа, обработки, хранения и визуализации данных.

Цифровое производство должно представлять собой единую информационную среду, направленную на реализацию процессов жизненного цикла продукции. Организация цифрового производства предполагает интегрирование современных инновационных систем на базе цифровых платформ для обеспечения рационального информационного сопровождения.

Следующие примеры использования новых информационных решений в хозяйственной деятельности производственного предприятия позволяют упростить решения задач цифровизации:

• Усовершенствование производственных и управленческих процессов предприятия.
• Систематизация номенклатур выпускаемой продукции.
• Формирование единого информационного пространства для интегрированных информационных систем.
• Контроль качества выпускаемой продукции.
• Повышение производительности персонала.
• Диагностика неисправности оборудования.

На сегодняшний день российские промышленные предприятия осторожно относятся к перспективе цифровизации. Однако при грамотной подготовке кадров, принятии мер по обеспечению информационной безопасности, развитии программно-аппаратных комплексов, цифрового оборудования и программного обеспечения, а также при получении необходимого опыта внедрения автоматизированных систем открывается положительная перспектива для качественного обновления производственного предприятия и повышения конкурентоспособности.

Использование метода молекулярной динамики при самоуправлении группы БПЛА

Протасов В.И., Потапова З.Е., Шаронов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

За основу построения самоуправляемого движения аппаратов в пространстве взят метод молекулярной динамики [1]. Каждый БПЛА представляется макромолекулой с заданной массой, на которую действует сила, определяемая как векторная сумма всех сил, действующих со стороны ближайших соседних макромолекул и препятствий. Сила, воздействующая на одну макромолекулу со стороны другой, определяется из модернизированного потенциала парного взаимодействия Леонард-Джонса [2]. Самоуправление движением БПЛА на основании таких расчетов решает проблему контроля безопасного расстояния аппаратов между собой и относительно преград [3].

Заданный строй имитирует регулярную решетку со структурой гранецентрированного куба (ГЦК), образованную центрами масс БПЛА. После огибания препятствия каждый из аппаратов стремится занять свое место в решетке, тем самым восстанавливая строй. При потере БПЛА его место занимается соседним. Схема расчетов, восстанавливающих первоначальную структуру, использует известный в молекулярной динамике механизм «отжига» [4,5].

При каком-либо нарушении строя, вызванном внешним воздействием, после его прекращения происходит автоматическое возвращение БПЛА в узлы ГЦК решетки за счет управляющих воздействий, рассчитанных исходя из имитационной модели отжига. Кинетическая энергия движения во внутренней системе координат у каждого БПЛА становится при этом равной нулю.

В результате имитационных расчетов был сделан вывод о том, что использование данного подхода в перспективе позволит создать систему самоуправления группой БПЛА, способной выполнять различные миссии без управления с Земли в условиях воздействия активных и пассивных помех, а также при перманентном выходе из строя отдельных БПЛА.

Литература:

1. Аксенова Е.В., Кшевецкий М.С. Вычислительные методы исследования молекулярной динамики. - Спб.: СПбГУ, 2009. 50с.

2. John Edward Lennard-Jones "On the Determination of Molecular Fields. I. From the Variation of the Viscosity of a Gas with Temperature", Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical and Physical Character 106. 1924, pp. 441-462.
3. Рапапорт Д.К. Искусство молекулярной динамики. – Ижевск: ИКИ, 2012. – 632с.
4. J.B. Gibson, A. N. Goland, M.Milgram, G.H. Vineyard // Phys Rev, v.120, 1960, p.1229.
5. V. Protasov, V. Chudinov. Kinetics of the diffuse prozesses withhin cascade region of the substhreshold stages. Radiation effects and defects in Solids, London, 1984 V.83 p.185-196.

Использование конвейеризированного генератора контрольных кодов в качестве эталонной системы при оценке изменения характеристик вычислительной системы в результате имплементации системы обеспечения сбоеустойчивости

Ратников М.О.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из важных задач при разработке вычислительной системы, предназначенной для работы в условиях негативного внешнего воздействия, является задача выбора способа обеспечения сбоеустойчивости. Способы обеспечения сбое- и отказоустойчивости вычислительных систем крайне многообразны и отличаются друг от друга по типу используемой избыточности, по степени избыточности, по количеству и типу парируемых нарушений работы и соответственно по сложности реализации.

В данной работе предлагается способ оценки изменения основных характеристик вычислительной системы при имплементации в неё системы обеспечения сбоеустойчивости. Рассматриваются такие важные характеристики, как количество занимаемых ресурсов и максимальная частота работы. Основная идея проведения оценки состоит в том, чтобы, сравнивая основные характеристики незащищенной и защищенной эталонных систем, а также их фрагментов, сделать выводы об изменении этих характеристик в результате имплементации выбранного способа обеспечения надежности. При этом составляется список фрагментов эталонной системы, для каждого из которых вычисляется разница характеристик для незащищенной и защищенной версий элемента. Зная, как изменяются характеристики эталонной системы после имплементации исследуемого способа обеспечения надежности, можно сделать выводы и о возможных изменениях характеристик разрабатываемой системы. Учтем, что погрешности при анализе аппаратных затрат и временных характеристик могут быть вызваны особенностями работы ПО, используемого в процессе разработки, а также особенностями архитектуры используемых микросхем, и соответственно не могут быть определены заранее аналитическим путем. С помощью серии экспериментов, связанных со сравнением результатов, полученных аналитически и экспериментально, была набрана статистика и определена возможная погрешность оценки.

В качестве эталонной системы выберем конвейеризированный генератор контрольных кодов. Такие системы относительно просты, могут быть быстро разработаны и использованы на других этапах разработки микросхемы для проведения анализа и тестирования.

Проведенные нами эксперименты показали, что погрешность подобной оценки может в отдельных случаях достигать 30-37%. В большинстве случаев погрешность оценки составляет 8-25%, что может быть признано допустимым значением, так как приведенный анализ предлагается, в первую очередь, как способ быстрой оценки принципиальной реализуемости соответствующего способа обеспечения сбоеустойчивости.

Фразеологический машинный перевод фактологической информации по авиационной тематике

Ревина В.Д.
ФИЦ ИУ РАН, г. Москва, Россия

В современных высокотехнологичных отраслях, к которым относится авиационная отрасль, важную роль играют системы поддержки технологических процессов и процедур проектирования новой техники. При разработке проектной и научно-технологической документации необходимо учитывать успешный предыдущий опыт разработок. Этот опыт

можно сохранять в отраслевых базах знаний, в которых хранится структурированная фактографическая и параметрическая информация, представленная в формализованном виде.

Создание таких баз знаний – это трудоемкий процесс, требующий участия высококвалифицированных специалистов. Основным технологическим процессом является извлечение фактографической информации из отраслевых проектных и научно-технологических документов. Автоматизация этого процесса является достаточно сложной задачей, требующей использования современных программных средств обработки, формализации и семантического анализа неструктурированной текстовой информации.

Также очень важно получить доступ к аналогичной зарубежной информации и использовать её в отечественном технологическом прорыве. Как известно, смысловое содержание документов выражается через систему понятий и их отношений. Это утверждение правомерно как к русскоязычным документам, так и к иноязычным, в частности, англоязычным документам. Основными проблемами при индексации многоязычных документов являются выделение значимых для данного текста наименований понятий (сущностей) и правильная передача их смыслового содержания на другой язык (русский или английский).

Проблема правильной передачи смыслового содержания понятий КОДа на другой язык (русский или английский) была решена путем использования фразеологической системы машинного перевода СПАС-Авиа, изначально предназначенной для высококачественного перевода научно-технологических зарубежных документов. Основным отличием этой системы от ряда существующих систем (Promt, Google и Yandex) заключается в том, что эта система базируется в мощном программно-технологическом комплексе интеллектуальной обработки, анализа и автоматизированного составления актуальных тематических словарей по авиационной тематике.

Статья подготовлена при поддержке гранта РФФИ (проект 18-37-00110 мол_а).

Принципиальный анализ гибридных силовых установок на основе сверхпроводниковых электрических машин

Русанов Д.В., Подгузов В.А., Ильясов Р.И.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время идет разработка гибридных силовых установок для транспортных систем. Разработка таких систем объясняется возросшими требованиями к экономичности и экологичности энергетических установок. Энергетические установки для воздушных судов должны обладать высокими удельными параметрами. Повышение удельных параметров силовых установок возможно только путем перехода на криогенное топливо в качестве главного источника энергии на борту. Для таких установок целесообразно использовать сверхпроводниковые электрические машины, удельная мощность которых превышает 20 кВА/кг. Таких параметров можно достичь, используя сверхпроводниковые материалы для обмоток электрических машин. Эти материалы обладают высокой проводимостью при температуре жидкого азота. Это дает возможность поднять электрическую и магнитную нагрузку электрической машины и тем самым поднять удельную мощность. Сверхпроводниковые обмотки могут располагаться на роторе и статоре как в классической сверхпроводниковой машине или только на статоре плюс обмотка возбуждения. Возможны несколько способов построения гибридных силовых установок. Наиболее эффективной является система с использованием жидкого водорода в качестве топлива и полностью сверхпроводникового генератора, и двигателя. Использование сверхпроводниковых машин и газовой турбины также дает выигрыш по сравнению с традиционной силовой установкой воздушного судна.

Метод повышения качества оценки систем машинного перевода с использованием фразеологических двуязычных словарей

Руснак В.И.
ФИЦ ИУ РАН, г. Москва, Россия

В настоящее время помимо ручных методов при сравнении систем машинного перевода широко используются методы перевода с использованием референтного перевода. К таким методам относятся: BLEU, WER, NIST, METEOR и F-measure. Основным недостатком таких методов оценки является то, что при сравнении результатов машинного перевода используется не смысл получаемого и эталонного текста, а его символьное представление. При этом часто достаточно хорошо переведенный текст получает низкую оценку при помощи стандартных метрик, когда эталонный перевод содержит слова и словосочетания, отличающиеся от эталонного перевода, при этом смысл перевода передан точно. В данном исследовании предлагается для повышения эффективности оценки преобразовывать эталонный текст и оцениваемый текст к его унифицированному семантическому представлению. Для этого предлагается использовать словарь унифицированных форм представлений наименований понятий (УФПНП). Данный словарь был сформирован автоматически из имеющихся переводных словарей и словарей синонимов. В этом словаре каждому слову и словосочетанию, выражающему какое-либо понятие, назначался уникальный идентификатор – номер по словарю УФПНП, общий для всех форм представления смысла понятия.

Для преобразования текста в его семантическое унифицированное семантическое представление был использован следующий алгоритм:

Шаг 1. Определяется язык обрабатываемого текста.

Шаг 2. С помощью процедуры концептуального анализа (для выявленного языка) определяется совокупность значимых наименований понятий с указанием местоположений этих понятий в тексте.

Шаг 3. Каждое наименование понятия текста приводится к нормальной форме с помощью процедуры автоматической пословной нормализации.

Шаг 4. Каждое нормализованное наименование понятия ищется в многоязычном словаре УФПНП, после чего ему присваивается номер из этого словаря.

После получения последовательностей номеров из словаря для эталонного текста и его перевода использовались стандартные методы оценки качества машинного перевода. Но вместо слов сравнивались соответствующие им номера. С использованием данного алгоритма был проведен эксперимент, для сравнения систем перевода Promt, Google и Yandex.

Статья подготовлена при поддержке гранта РФФИ (проект 18-37-00110 мол_а).

Корректор коэффициента мощности применительно к полностью электрифицированному самолёту

[1]Сорокин Д.А., [2]Вольский С.И.
[1]Трансконвертер, [2]МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день существуют концепции полностью электрического самолёта, которые предполагают применение систем электроснабжения постоянного тока ±270 В. Практическая реализация таких систем подразумевает совместное применение генераторов переменного тока и выпрямительного устройства. Для того, чтобы традиционный неуправляемый или управляемый выпрямитель обеспечивал нормы качества электроэнергии, регламентированные ГОСТ Р 54073-2017, его необходимо оснащать силовыми сглаживающими дросселями и конденсаторами.

В последнее время развитие получили корректоры коэффициента мощности, которые одновременно обеспечивают функцию выпрямления и обеспечения требуемого качества электроэнергии. Применение корректоров мощности по сравнению с традиционными выпрямителями позволяет:

• Снизить массы и габаритов силовых сглаживающих дросселей и конденсаторов,
стабилизировать выходное напряжение.

• Обеспечивать потребление фазных токов синусоидальной формы и синфазных соответствующим фазным напряжениям.

• Снизить действующее значение потребляемых фазных токов за счет обеспечения их синусоидальности.

Синтезировано новое схемотехническое решение трехфазного корректора мощности с четырёхпроводным подключением, которое защищено патентом РФ. Предлагаемый корректор имеет повышенный коэффициент полезного действия за счёт переноса выпрямительных диодов в цепь разгона тока входного дросселя.

На основе математического описания предлагаемого корректора разработана блок-схема системы управления, а также компьютерная модель в программном комплексе Matlab-Simulink. Посредством компьютерного моделирования проанализированы рабочие процессы при питании от симметричной и несимметричной сети переменного тока и сделаны выводы о том, что предлагаемый корректор обеспечивает:

• Снижение действующего значения потребляемых фазных токов по отношению к традиционным выпрямителям на 5…7%.

• Стабилизацию выходного напряжения с точностью 1%.

• Коэффициент мощности на уровне 0,999.

• Балансировку двухполярного напряжения на выходных конденсаторах с точностью 1% от выходного напряжения.

• Сохранение работоспособности при внезапном отключении нулевого провода.

Подход к автоматизации процессов системы послепродажного обслуживания авиационной техники

Станкевич А.М.
МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день послепродажное обслуживание (ППО) авиационной техники (АТ) является ключевым фактором, определяющим её конкурентоспособность как на отечественном, так и на зарубежном рынках.

Система ППО должна проектироваться и формироваться уже на этапе разработки нового изделия АТ. На момент поставки этого изделия первому заказчику эта система должна уже функционировать.

Для формирования возможных вариантов организации системы ППО АТ определяется, с одной стороны, круг задач (работ, действий, процессов), решаемых на этапе эксплуатации, а с другой – организационные единицы (субъекты ППО), которые могут принимать участие в решении этих задач. После этого рассматриваются возможные варианты распределения этих задач между субъектами ППО.

Исходная информация, на основании которой решаются задачи, возлагаемые на систему ППО, представляется в эксплуатационно-технической документации как типовой, так и пономерной, сопровождающей изделие АТ на протяжении всего жизненного цикла, а также в организационной (нормативно-справочной) документации субъектов системы ППО. Приводится систематизация и детализация этой информации. При этом показано, каким образом происходит преобразование этой информации при решении упомянутых выше задач.

На основе этого делается вывод, что система ППО должна представлять собой цифровизированную виртуальную организацию, или, другими словами, автоматизированную систему, обеспечивающую решение всего комплекса задач ППО. Причём эта виртуальная организация должна обеспечить управляемую работу реальных организаций, а именно, разработчика, производителя и эксплуатанта, представляющих собой субъектов ППО и обеспечивающих полное сопровождение жизненного цикла изделий.

Аналитическая платформа сбора информации в социальных сетях с использованием гиперграфов

Суворова А.А., Егорова Е.К., Мокряков А.В., Скляров Н.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Анализ социальных сетей и других открытых медиа является одним из способов проведения социологических исследований. Для помощи в сборе и анализе информации была разработана аналитическая платформа.

Основной функционал платформы заточен на работе с различными социальными сетями. В частности, платформа позволяет получать информацию из следующих сетей:

- ВКонтакте;
- LinkedIn;
- Одноклассники.

Платформа предназначена для работы с несколькими типами исходных данных, таких как публичные сообщения, блоги, публичные комментарии к сообщениям и новостям, публичные группы (и их состав), в которые входит изучаемый пользователь.

При работе с аналитической платформой пользователь выполняет 4 действия:

1. Сначала пользователь запрашивает интересующую информацию. Исследовать можно как конкретного пользователя, так и группу в соцсети. Также можно уточнить запрос посредством различных фильтров.

2. При получении информации, платформа обрабатывает её и заполняет базу данных. Из базы данных выстраиваются гиперграф общественных связей из людей одного сообщества, связей с теми, кто комментировал конкретные записи или указывал определённые теги.

3. Теперь платформа проводит автоматизированный анализ собранных текстовых данных. Результаты анализа подвергаются классификации по автоматически генерируемым ключевым словам. На основе данных ключевых слов строится ещё один гиперграф, где вершинами выступают ключевые слова, а гиперрёбрами – сами тексты. По построенному гиперграфу мы можем провести кластерный анализ.

4. При постобработке информации платформа предоставляет пользователю отчет об окружении исследуемого пользователя, предлагает список лиц со сходными ему предпочтениями, демонстрирует пересечения людей из разных сообществ. Также имеется возможность уточнить критерии для нового анализа.

Разработанное программное обеспечение позволит автоматизировать социологические исследования в различных областях, например, для исследования предпочтений жителей в различных сферах, при этом, не прибегая к социальным опросам, которые отнимают достаточно много времени при сборе данных.

О возможности применения MPPT-контроллера при различных положениях панелей солнечных батарей космического аппарата относительно Солнца

Сыздыков А.Б., Бактыбеков К.С.
АО «НК «KGS», г. Нур-Султан, Казахстан

Система энергоснабжения космических аппаратов дистанционного зондирования Земли состоит из первичных и вторичных источников электроэнергии, преобразователя, зарядного устройства и автоматики управления. На данный момент многие исследования по системам энергоснабжения направлены на повышение эффективности.

Одним из способов повышения выходной энергии является использование MPPT (maximum power point tracking) контроллера, который отслеживает точку максимальной мощности. На данный момент существуют различные алгоритмы по поиску максимальной мощности: P&O (Perturb and Observe – Возмущения и Наблюдения), IC (Incremental conductance – метод возрастающей проводимости), CS (Current sweep – метод токовой развертки) и другие, а также реализованы более продвинутые алгоритмы, такие как fuzzy logic control (нечеткой логики), sliding mode (скользящий режим), extremal control (экстремальное управление) и нейронные сети.

Многие космические аппараты дистанционного зондирования используют низкую околоземную орбиту, поскольку на этих орбитах они находятся ближе к поверхности, а для аппаратов, работающих в оптическом диапазоне часто используется солнечно-синхронная орбита. При различных режимах съемки и передачи полезной информации на наземный комплекс управления космические аппараты совершают маневры относительно Земли. При этом положение солнечной батареи относительно Солнца постоянно меняется и даже происходит частичное затенение, в результате чего солнечные батареи облучаются неравномерно. На данные момент приведенные выше алгоритмы работают с очень высокой эффективностью при равномерной инсоляции.

При неравномерной инсоляции зависимость мощности от напряжения имеет несколько локальных экстремумов и при этом приведенные алгоритмы, найдя один максимум, не смогут найти другие экстремумы, которые могут иметь величину мощности большую относительного первого максимума.

В данной работе предложенный алгоритм находит точку MPPT при различных положениях космического аппарата в пространстве в зависимости от полетного задания.

Применение технологий виртуальной реальности при разработке систем управления беспилотных летательных аппаратов

Ульянов Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Основным средством разработки систем управления (СУ) беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является программно-математическое обеспечение (ПМО), при помощи которого моделируются реальные процессы полета БПЛА, а также отладка алгоритмов необходимых для выполнения полетного задания (ПЗ). Для более точной проверки алгоритмов и моделированию внештатных ситуаций ПМО должно содержать интерактивные средства взаимодействия с БПЛА в режиме реального времени. Проектируемый при разработке ПМО интерфейс пользователя (англ. GUI) не в полной мере позволяет отработать все необходимые внештатные ситуации или сложен в исполнении. Для удобства и наглядности процесса симуляции полета предлагается использовать технологии виртуальной реальности (ВР) (англ. Virtual reality). ВР в данном контексте является пространством, в котором производится математическое моделирование, визуально воспринимаемое оператором, и позволяющее ему взаимодействовать с объектом моделирования (БПЛА). Зрительное восприятие и интерактивное взаимодействие производится при помощи специальных технических средств – шлема виртуальной реальности, передающего изображение и звук, контроллеров, имитирующих положения рук оператора.

В качестве примера внештатной ситуации можно привести воздействие заданной силы в произвольную точку 3D модели БПЛА в реальном времени симуляции полета. Имитирующий контроллер позволяет выбрать точку приложения силы на модели БПЛА и задать воздействие, в зависимости от целей оператора, а ВР шлем – показать реакцию БПЛА на заданное воздействие. В рамках данного примера, можно имитировать случайный порыв ветра.

Применение технологий ВР, а также ДР (Дополненной реальности) в авиационной промышленности является общемировой тенденцией, используемой в различных областях: проектировании, производстве, эксплуатации.

Компания NVIDIA выпустила библиотеки решений для технологий виртуальной реальности – NVIDIA VRWorks, поддерживаемые Open Source – средством разработки Unreal Engine 4, что позволит ускорить процесс интеграции ВР технологий в ПМО моделирования, проектируемое в данной среде разработки.

Модальный фильтр для защиты цепей электропитания космического аппарата от сверхкороткого импульса

Хажибеков Р.Р.
ТУСУР, г. Томск, Россия

Для защиты цепей высоковольтного электропитания космического аппарата (КА) от сверхкоротких импульсов (СКИ) предложено использование технологии модальной фильтрации, заключающейся в разложении помехового импульса на импульсы меньшей амплитуды в связанной линии с неоднородным диэлектрическим заполнением. Ранее была разработана структура модального фильтра (МФ) на основе полосковых линий с лицевой связью. Исследования показали, что данный МФ ослабляет СКИ длительностью 0,45 нс в 7 раз. Недостатком этой конструкции являются большие габариты (105×45 мм^2) и пропускная способность по постоянному току в 5 А (требуется 10 А).

При эксплуатации силовой шины электропитания (СШЭП) КА МФ предполагается помещать в специальный алюминиевый корпус шириной 40 мм. Поэтому ширина МФ не может быть более 36 мм (для отсутствия влияния стенок на характеристики МФ и во избежание электрического пробоя). Разработан МФ со следующими геометрическими параметрами: расстояние между проводниками s=2 мм, толщина проводника t=0,105 мм и толщина подложки из стеклотекстолита h=0,5 мм. Максимальная ширина проводника не может превышать w=17 мм. При такой w, максимально допустимый ток Imax равен 21,69 А в соответствии с ECSS-Q-ST-30-11C и 15,94 А в соответствии с ГОСТ В 23584-79. Для обеспечения Imax=10 А, значение w должно быть равно 7,9 мм по ECSS-Q-ST-30-11C и 10,7 мм по ГОСТ В 23584-79.

С помощью квазистатического анализа вычислены значения погонных параметров МФ при изменении ширины проводника. Выявлено, что максимальная ширина проводника (w=17 мм) обеспечивает минимальное значение среднего геометрического волновых сопротивлений четной и нечетной мод (Zв=23,11 Ом), максимальную погонную разность задержек мод (|Δτ|=3,5 нс/м). Кроме того, максимальная w обеспечивает минимальную индуктивность, что является важным для уменьшения перенапряжений, связанных с переходными процессами. При полученных геометрических параметрах, длина МФ (при w=17 мм), достаточная для подавления СКИ длительностью 0,45 нс составляет всего 75 мм. Таким образом, габариты оптимизированной структуры уменьшились до 75×36 мм^2 Результаты квазистатического моделирования показали, что такой МФ ослабляет СКИ 8,33 раза.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации МД-365.2018.8.

Алгоритм синтеза управления движением центра масс сервисного модуля при обслуживании КА на ГСО

Хоанг Ву Тан, Федоров А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача управления движением центра масс сервисного модуля (СМ) - космического аппарата, обслуживающего геостационарный спутник Земли. Сервисные модули системы обслуживания базируются на круговой экваториальной орбите, расположенной ниже геостационарной орбиты (ГСО). Для перевода СМ с орбиты базирования в окрестность обслуживаемого спутника используются двигатели малой тяги. После линеаризации исходных уравнений движения в окрестности опорной орбиты получают квазилинейную дискретную модель коррекции. Она формально линейна по векторам состояния и управления. Но управление через время работы двигателя входит в выражения коэффициентов уравнений движения. Поэтому известный метод линейно-квадратичного синтеза напрямую использовать нельзя. Необходимо применять метод последовательных приближений с замораживанием матриц коэффициентов уравнений движения.

В предыдущих публикациях отмечали плохую сходимость метода. Для управления сервисным модулем на ГСО в автономном режиме алгоритм синтеза должен быть максимально устойчивым. Для обеспечения сходимости и стабильности метода предложен

вспомогательный алгоритм генерации начального приближения. Алгоритм основан на анализе возможных фазовых траекторий в пространстве «угловое отклонение–дрейф», оценке потребного количества коррекций и формировании правил назначения последовательностей пассивных и активных участков. Работоспособность и сходимость алгоритма синтеза субоптимального управления подтверждается результатами численного моделирования.

Автоматизированная оценка и прогнозирование деформации в многослойных печатных структурах

Хомутская О.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные электронные изделия создаются на основе печатных плат (ПП), представляющих многослойную структуру, состоящую из диэлектрического основания и проводящего рисунка. Одно из главных требований, предъявляемых к современным электронным изделиям, – улучшение массогабаритных показателей и компоновочных характеристик аппаратуры. С целью удовлетворения этому требованию многослойные печатные платы (МПП) постоянно усложняются, увеличивается плотность межслойных соединений. Однако это неизбежно связано с уменьшением размеров элементов совмещения многослойных структур.

Это приводит к возникновению проблемы пространственного совмещения контактных площадок слоёв под переходные отверстия. Проблема рассовмещения вызвана деформацией базового композитного материала подложки в слое и погрешностями технологического характера. Деформация тонких слоёв многослойных структур – неизбежный фактор, препятствующий точному пространственному совмещению элементов трансверсальных межсоединений: сквозных отверстий и контактных площадок внутреннего слоя МПП.

Для снижения погрешности рассовмещения элементов медсоединений разработана методика автоматизированной оценки и прогнозирования деформации в многослойных печатных структурах.

Предварительная оценка деформации композиционного материала в ходе процесса изготовления печатной платы и внесение корректив по результатам моделирования в проектные решения и технологический процесс с помощью моделирования на этапе работы в автоматизированной системе технологической подготовки производства МПП позволяет значительно снизить количество дефектов за счет снижения вероятности рассовмещения элементов пространственных структур.

Разработанная методика оценки деформации и алгоритм её реализации позволяют снизить значение величины деформации до 20% на этапе травления и до 23% на этапе прессования, а также снизить суммарную величину деформации после проведения всех операций технологического процесса до 31%. Кроме того, разработаны новые приёмы для увеличения количества и плотности межсоединений за счёт использования имитационного моделирования на основе модели прогнозирования деформации слоёв МПП на этапе проектирования и ТПП.

Особенности структуры модели данных для обработки конструкторской информации в системе проектно-производственного сопровождения

Цырков Г.А., Сунцев В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Для работы с конструкторской документацией в информационной системе необходимо определить ряд специальных свойств и отношений между информационными объектами. Информационные объекты могут быть из следующих категорий: сборочная единица, деталь, стандартная деталь, покупное, материал и прочее. Иерархическая структура применяемой модели подразумевает разделение ряда характеристик информационного объекта на параметры, относящиеся к номенклатуре, уникальному представлению объекта, и на информацию, которая возникает в момент включения описываемого объекта в структуру.

Например, значение параметра количества или позиция номенклатуры на чертеже сборочной единицы.

Ключами доступа ко всем объектам являются собственные идентификаторы в системе (ID) совместно с отдельным номером категории (ID категории). Идентификатором объекта является число, которое система автоматически назначает для идентификации и присваивает объекту. Идентификатор категории — это номер выбранной при создании объекта категории из перечня всех возможных.

Для управления составом сборочных единиц необходимо использовать отдельные описания отношений между информационными объектами. У каждой подобной связи есть свой идентификатор, который выбирает сама система, как и идентификатор объекта в системе. По нему можно получить данные дополнительных характеристик информационного объекта, а именно: тип, формат, зону и позицию на сборочном чертеже, а также количество и возможное примечание. Все эти данные можно задать при создании новой связи.

Описанные выше особенности необходимо учитывать в процессе проектирования пользовательских интерфейсов элементов программного обеспечения в системах информационной поддержки производства.

Защита цепей электропитания космического аппарата от электростатического разряда с помощью модального фильтра

Черникова Е.Б., Хажибеков Р.Р., Заболоцкий А.М.
ТУСУР, г. Томск, Россия

На сегодняшний день возрастает значимость обеспечения электромагнитной совместимости радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) космического аппарата (КА) из-за уязвимости аппаратуры к электромагнитным помехам. Одним из опасных преднамеренных воздействий является сверхкороткий импульс (СКИ), который может проникать в аппаратуру по цепям электропитания. СКИ из-за широкого спектра перекрывает большую часть диапазонов работы РЭА, а из-за малой длительности – основная энергия генератора расходуется на увеличение амплитуды СКИ, что приводит к значительному повышению напряженности электрического поля. Сильное электрическое поле приводит к пробою полупроводниковых приборов и конденсаторов в помехоподавляющих фильтрах, а время срабатывания варисторов и разрядников может значительно превышать длительность СКИ. Поэтому актуальна разработка новых устройств защиты от СКИ.

Предложена технология модальной фильтрации, заключающаяся в разложении помехового импульса на импульсы меньшей амплитуды в связанной линии с неоднородным диэлектрическим заполнением. Преимуществом модальной фильтрации является то, что она может быть реализована в межсоединениях на печатной плате без использования дополнительных радиоэлектронных компонентов. Устройства, работающие по данной технологии, называют модальными фильтрами (МФ). Разработана структура МФ на основе полосковых линий с лицевой связью для защиты цепей электропитания КА от СКИ. Исследования показали, что данный МФ может ослабляет в 7 раз амплитуду СКИ длительностью 0,45 нс.

Предлагается возможным использование такого МФ для ослабления импульса электростатического разряда (ЭСР). С помощью квазистатического анализа вычислены формы напряжения на выходе МФ при воздействии ЭСР. Рассматривались структуры длиной 0,276 (исходная), 1, 2 и 3 м при разных режимах включения одного из проводников. Результаты моделирования показали, что с увеличением длины проводников МФ увеличивается ослабление ЭСР. Так, наибольшее ослабление (3 раза) обеспечивает МФ длиной 3 м. При этом один из проводников включается в режиме короткого замыкания с землей в начале и холостого хода в конце.

Таким образом, использование явления модальной фильтрации может улучшить подавление ЭСР. Рекомендуется использовать МФ совместно с помехоподавляющим фильтром на основе компонентов с сосредоточенными параметрами.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации МД-365.2018.8.

Интерактивная программная система отображения карт в реальном времени

Шаповалов Ю.В., Пархаев В.А., Николаева Е.О., Брехов О.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Посадка на неподготовленную площадку – один из самых сложных элементов пилотирования вертолета. С этой проблемой часто сталкиваются пилоты спасательных, военных, пожарных вертолетов. А также гражданских, которые используются в областях с неразвитой инфраструктурой.

Целью данной работы является разработка ПО для упрощения посадки вертолета на неподготовленную площадку или в условиях ограниченной видимости. Сбор данных осуществляется при помощи системы лидар, так как подобные системы обладают наибольшей точностью сканирования местности, что является основополагающим фактором при построении изображения.

Лидар предоставляет 2 координаты отсканированной точки: угол между горизонтом и точкой, расстояние от устройства до нее. Модуль ПО обрабатывает каждую пару и приводит к виду X, Y, Z. Где X, Y – координаты в проекции Гаусса-Крюгера, Z – высота над уровнем моря.

После обработки координат они записываются попарно в битовый файл. Полученные координаты разбиваются на полигоны размером 100 на 100 метров. В случае записи более 100 квадратов, наиболее удаленные от текущего положения вертолета участки удаляются.

Изображение строится в трехмерном виде при помощи спецификаций OpenGL ES. Также на итоговое изображение выводится эмуляция приборной доски. На ней отображаются значения скорости, высоты над уровнем моря, направление движения.

Вывод: изображение может производиться как на экран, так и на стекло при помощи проекции. Подобные решения облегчают управление вертолетом при посадке.

Проблемы привязки пикселей космоснимка к географической координате

[1]Шаталов И.К., [2]Козлов А.В.
[1]МАИ, [2]МГУ, г. Москва, Россия

Научные исследования, основанные на многоканальных спутниковых снимках, давно доказали важность их использования и обработки в задачах экологического мониторинга, детектирования лесных пожаров, контроля использования обширных земельных участков, картографирования, метеорологии, и многих других. На снимках, полученных из космоса, есть несколько очевидных особенностей: достаточно большая площадь покрытия (сотни километров), фотофиксирование производится с большого расстояния (порядка 700 километров), угол наклона, влияние на снимок атмосферы и кривизны земли. Для обеспечения достаточной точности исследования необходимо правильно ориентироваться (достаточно точно определять соответствие пикселя снимка географической координате) на полученном изображении, но в случае математической обработки сотен и тысяч снимков визуальный метод не применим. Для спутников, которые передают на Землю только координаты углов снимка существует проблема привязки всех пикселей к географическим координатам в автоматическом режиме, учитывая особенности фотофиксации. Существует несколько известных способов "привязять" весь снимок к географическим координатам, но у них есть существенные недостатки и ограничения. Чтобы их избежать, был разработан метод привязки каждой точки растрового снимка спутников к географическим координатам и обратно. Метод основан на определении параметров надира и переводе координат углов снимка в прямоугольные гринвичские координаты. Полученная погрешность составляет не более одного пикселя на примере космоснимков LandSat 7.

4. Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем

Исследование характеристик формирователей широкополосного зондирующего ЛЧМ-сигнала

Балыклейский Ф.В., Харламов А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Применение непрерывных широкополосных высокочастотных зондирующих сигналов с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) в радиолокационных станциях (РЛС) малой дальности широко используются на практике, в том числе в радиовысотомерах, авто-РЛС, РЛС предупреждения столкновений и др. Среди факторов, негативно влияющих на технические характеристики РЛС с зондирующим ЛЧМ-сигналом, можно выделить нелинейность изменения частоты зондирующего сигнала. Данное обстоятельство приводит к ухудшению качества радиолокационного изображения, росту погрешности измерения дальности. Для минимизации нелинейных искажений в аналоговых формирователях применяют различные аналоговые методы коррекции модуляционной характеристики, позволяющие достичь необходимой линейности. Однако существенным недостатком аналоговых методов является нестабильность результатов коррекции. Со временем под влиянием внешних факторов (температура, влажность и т.д.) изменяются характеристики зондирующего сигнала.

Высокую линейность и стабильность модуляционной характеристики обеспечивают устройства, в которых применяются цифровые методы синтеза зондирующего сигнала.

В работе исследуется несколько вариантов осуществления модуляции при помощи формирователя ЛЧМ-сигнала на основе системы с фазовой автоподстройкой частоты (ФАПЧ):

1. С делителем с переменным коэффициентом деления частоты в цепи обратной связи ФАПЧ.
2. С цифровым формирователем опорного сигнала и использованием системы ФАПЧ в качестве умножающей с фиксированным делителем частоты в цепи обратной связи.

Исследуются характеристики формирователей с применением системы ФАПЧ с элементами цифрового синтеза. Для исследования использовалась отладочная плата от компании ANALOG DEVICES (EV-ADF4159EB1Z) и комплект современной измерительной аппаратуры.

В работе исследуются формирователи зондирующего ЛЧМ-сигнала с применением современных аналоговых и цифровых электронных компонентов. Целью работы является исследование характеристик макета формирователя с реализацией ЛЧМ-сигнала.

В ходе исследований цифровых методов формирования ЛЧМ-сигнала была оценена сигнальная функция (спектр сигнала биений), произведено ее сравнение с расчетным значением спектра сигнала биений при фиксированной задержке. Главные лепестки сигнальных функций лежат в одном частотном диапазоне, что позволяет использовать равноценно оба варианта системы с ФАПЧ. Отличительной особенностью формирователя на основе ФАПЧ является стабильность синтезированного ЛЧМ-сигнала.

Проблемы разработки кодера и декодера в методе «Линейного сетевого кода»

Бритвин Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Основной задачей алгоритма кодирования в линейном сетевом коде является формирование системы линейно независимых алгебраических уравнений (СЛАУ). СЛАУ должна быть линейно независимой, для того чтобы получить единственно возможное решение. Для этого

подбирается определенный набор коэффициентов при неизвестных. В качестве неизвестных выступает полезная информационная нагрузка. При утрате части пакетов получателю достаточно решить систему линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) для восстановления одного или нескольких пакетов. Однако в ряде случаев возникает такая ситуация, что сумма в двоичном виде превосходит 232. Таким образом, два пакета с проверочными байтами содержат один проверочный символ. В связи с чем приходится передавать 2*t пакетов. Это влечет за собой избыточные накладные расходы на передачу информации и ее обработку. А также существенно снижает эффективность от использования сетевого кодирования. Решением данной проблемы может послужить иное представление коэффициентов СЛАУ и ее суммы. А именно, переход к мультипликативной группе обратимых элементов кольца вычетов по модулю m. Этот способ приведет к решению данной проблемы, однако приведет к увеличению времени на сборку пакетов. В этом случае можно сократить время сборки кодовой последовательности как минимум на время передачи t пакетов с избыточностью по сети. С определённой периодичностью возникают ошибки округления. Для поиска неизвестных используется метод Гаусса. Его выбор обусловлен тем, что метод прост в программной реализации. Кроме того, с помощью этого метода возможно решение системы, в которой число неизвестных не равно числу уравнений. Приводя таким образом матрицу к треугольному виду, производятся многочисленные операции деления. Однако если мы передаем служебную (команды управления) информацию, то такого рода ошибки недопустимы. В таком случае решением проблем с декодером может послужить несколько методов. Использование конечных полей Галуа и определение для него произвольных операций сложения, умножения, вычитания и деления. Тогда каждый байт и каждый пакет в потоке TCP умножается на коэффициент из поля Галуа F256. Использование алгебры многочленов, также может способствовать решению. Линейный сетевой код может оказаться весьма перспективным решением проблемы нагрузки на сетевые устройства. В готовом исполнении он может быть использован для мобильных сетей нового поколения, так как для такого сегмента свойственно затухание сигнала и, как следствие, большой процент потерь.

Использование алгоритма поиска глобального экстремума для оценивания местоположения источника радиоизлучения комбинированной пассивной системой

Вавилова Ж.А., Шевгунов Т.Я., Жуков Д.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные алгоритмы пассивной радиолокации должны обеспечивать достижение малой среднеквадратической ошибки местоопределения и не создавать большой вычислительной нагрузки. В данном исследовании рассмотрен алгоритм поиска глобального экстремума для целевой функции с известной структурой. Для рассмотрения алгоритма для комбинированной пассивной системы (КПС) в настоящей работе был сделан ряд допущений. Достаточное удаление источника радиоизлучения (ИРИ) от антенной системы (АС) позволяет нам считать фронт волны плоским, а амплитуду сигналов, принятых в пределах одной узкобазовой подсистемы (УБП), одинаковой. После дискретизации квадратурных компонент сигналов, принятых отдельными каналами всенаправленной АФАР, формируется многомерный информационный сигнал, обрабатываемый в цифровой ЭВМ. Оптимальный прием сигнала с некоторого направления обеспечивается максимизацией амплитуды за счёт синфазного сложения комплексных амплитуд сигналов в приемных элементах. Ключевой особенностью алгоритма является предварительный перебор по сетке с адаптивным шагом дискретизации, который рассчитывается на основе априорной информации. В качестве последней выступает область поиска, структура УБП, расположение станций, их ориентация и информация о параметрах сигнала. Данной информации достаточно, чтобы выделить образованную функцией правдоподобия (ФП) область поверхности, которая включает глобальный экстремум и ограничена линиями перегиба. Такая область представляет собой многоугольник, который физически определяется пересечением главных лепестков диаграммы направленности АФАР.

Замечено, что линии, соответствующие максимумам главных лепестков, пересекаются в глобальном максимуме ФП, линии, соответствующие минимумам ДН, – в ближайших локальных минимумах ФП, а пересечение максимума от ДН с минимумами другой ДН дает точку перегиба. Дальнейшее развитие этого предложения состоит в том, что пространство поиска представляется в виде объединения пространственных ячеек разного объёма. Это позволяет выполнить дискретизацию пространства и получить адаптивную сетку дискретизации для целевой функции, обеспечивающую существенный выигрыш по сравнению с эквидистантной сеткой узлов. Такая сетка позволяет получить предварительную оценку местоположения, которая используется для синтеза узкой области поиска с единственным экстремумом.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №18-37-00484 «мол_а».

Достижимые уровни точности угломерной локации источников излучения на базе метода наименьших квадратов

Волков А.М., Юдин В.Н., Григорян А.К.
МАИ, г. Москва, Россия

Угломерный (пеленгационный) метод пассивной локации источников излучения (ИИ) широко известен и применяется в практике радиомониторинга, радио- и радиотехнической разведки. Метод реализуется на базе совокупности пассивных радиопеленгаторов, размещаемых на неподвижных или подвижных позициях, координаты которых известны на моменты пеленгования. Угломерный метод пассивной локации ИИ обычно сравнивают с разностно-дальномерным, при этом по точностным характеристикам угломерный обычно уступает разностно-дальномерному методу. Однако с точки зрения сложности реализации в воздушной разведке угломерный метод явно предпочтительнее, так как может быть реализован на базе одиночного авиационного носителя (пилотируемого или беспилотного).

Подход к оценке возможностей пеленгационного метода, принятый в данной работе, основан на анализе алгоритма угломерной локации, оптимизированного по критерию наименьших квадратов (НК), методами компьютерного имитационного моделирования. Рассмотрена задача локации ИИ на плоскости применительно к сценариям, представляющим практический интерес.

Модельный эксперимент с алгоритмом местоопределения ИИ, реализующим метод наименьших квадратов, показал, что применительно к сценариям воздушной разведки, представляющим практический интерес, угломерная система радиолокации может обеспечивать ошибки местоопределения ИИ на уровне вплоть до (единиц … «малых десятков») метров. Это может иметь важное прикладное значение. Приведенные результаты свидетельствуют о значительных возможностях повышения точности угломерного метода пассивной радиолокации, реализуемого одиночным радиопеленгатором, размещенным на подвижном воздушном носителе, за счёт увеличения объёма обрабатываемой пеленгационной информации (количества пеленгов), формы траектории полёта.

Интеграция дополненной реальности и автономных веб-приложений при техническом обслуживании самолётов

Гинзбург И.Б., Падалко С.Н., Терентьев М.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Разнообразие моделей самолетов и их модификаций растет. Для обеспечения качественного технического обслуживания производителями самолетов и крупными авиакомпаниями по всему миру развернуты региональные центры обслуживания, куда самолет может прилететь. Мобильные ремонтные бригады могут прибыть к месту посадки неисправного самолета, чтобы осуществить ремонт.

При осуществлении диагностики и ремонта вне центров обслуживания существует вероятность возникновения задержек или ошибок из-за отсутствия описания некоторых неисправностей в эксплуатационно-технической документации и необходимости

дистанционных консультаций с представителями производителя конкретной модели воздушного судна.

Чтобы избежать этих проблем, предлагается использовать средства дополненной реальности и автономные веб-приложения для информационной поддержки персонала на объекте обслуживания в любом месте.

После получения технической службой информации о проблемах в полете начинается работа по анализу возможных неисправностей и путей их устранения. Часть информации может быть получена по каналам связи во время полета, часть может быть получена только после посадки самолета от бортовой системы технического обслуживания, бортинженера или пилотов. Наземный этап оценки технического состояния включает в себя визуальный осмотр, а ремонт требует наличия специфической документации для конкретной модели и определенной поломки.

В ходе визуального осмотра с помощью мобильного устройства с камерой (смартфона или планшета) могут быть получены видео и/или фотографии для передачи в центр обслуживания по каналам связи. В центре обслуживания эти материалы изучаются специалистами или могут быть обработаны облачной информационной системой распознавания неисправностей, в том числе в реальном времени. В результате формируются индивидуальные инструкции по устранению неисправностей, которые передаются персоналу на объекте обслуживания в виде автономных веб-приложений с текстом инструкций и отмеченными на изображениях дефектами (при наличии нестабильного Интернет-соединения) или в виде маркеров дополненной реальности (при наличии стабильного широкополосного Интернет-соединения).

Это позволит ускорить процесс технического обслуживания и ремонта воздушных судов, а также снизить вероятность возникающих при этом ошибок.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №17-08-01641 А.

Технология совместного использования частотного спектра в системах мобильного широкополосного доступа в сетях 4G и 5G

Голованов К.С.
Ericsson, г. Москва, Россия

На сегодняшний день операторы мобильной связи разворачивают сети пятого поколения. Новый стандарт призван решить проблему растущего объема трафика и уменьшить задержки до миллисекунд. 5G NR будет работать в новых средних и высоких частотных диапазонах параллельно LTE в низком диапазоне. Эффективная утилизация частотного спектра является важной задачей для всех участников телекоммуникационного рынка. Поэтому совместное использование частот для нескольких стандартов связи одновременно становится решением для операторов.

При совместном использовании частотного спектра две технологии радиодоступа LTE и NR имеют доступ к одному и тому же спектру. Сота 5G может занимать часть или полностью всю полосу несущей LTE в моменты времени, когда LTE сота не нагружена. Программное обеспечение для совместного использования частот основано на алгоритме расписания распределения ресурсов для каждой из технологий. Каждую миллисекунду емкость 4G и 5G соты перераспределяется для обслуживания одновременно всех активных пользователей в обоих стандартах.

Для операторов, которые разворачивают сеть в среднем диапазоне, первым шагом является запуск 5G NR с архитектурой «Non-stand-alone». В этом случае LTE сота является опорной для сигнальной информации соты 5G.

Рассмотрим пример оператора, у которого есть 20 МГц частотного спектра в низком диапазоне без возможности использовать спектр совместно. Он разделяет его на две равные части и в таком случае 10 МГц спектра выделяется для LTE несущей и 10 МГц для 5G. Тогда потенциал 5G соты используется только наполовину, также уменьшается максимальная пропускная способность для пользователей в LTE соте, даже если в 5G будет малое количество абонентов.

Когда применяется программное обеспечение для совместного использования спектра, оператору нет необходимости разделять спектр или выделять для каждой технологии свой отдельный диапазон. Наоборот, 20 МГц будут доступны каждой из технологий в зависимости от свободных ресурсов. В данном случае оператору удастся быстрее развернуть 5G и использовать преимущества низкого диапазона.

В итоге сделаем вывод, что совместное использование спектра открывает возможности для операторов, которые разворачивают 5G сеть в среднем диапазоне и хотят переиспользовать свободные ресурсы LTE. Такой подход может уменьшить капитальные затраты для операторов.

Исследование метода периодического усреднения Шустера в частотной области на примере детерминированного сигнала

Гущина О.А., Шевгунов Т.Я., Ефимов Е.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

В реальных радиоэлектронных системах шум и помехи являются неотъемлемыми спутниками полезных сигналов. Для эффективного выделения полезного сигнала на фоне шума, этот сигнал необходимо накопить, что удаётся сделать в том случае, если полезный сигнал является периодическим. Существует ряд способов выделить из шума периодический сигнал с известными параметрами. Но бывают случаи, когда недостаточно знаний о форме и параметрах сигнала, кроме, возможно, его периода, который известен с малой точностью. В таком случае можно воспользоваться методом синхронного периодического усреднения, который впервые предложил А. Шустер. В настоящей работе рассматривается спектральное представление этого метода. Авторами была выведена формула отсчетов дискретного преобразования Фурье (ДПФ) результата усреднения непрерывного периодического сигнала при использовании алгоритмов цифровой обработки, которая учитывает такие эффекты как отличие между истинным периодом и периодом усреднения, затухание и утечка. По этой формуле можно заранее, не проводя экспериментов, выяснить, как будут выглядеть отсчеты ДПФ результата усреднения для случая известных коэффициентов ряда Фурье, описывающих исходный периодический сигнал. Это позволяет оценить искажения, ожидаемые при использовании этого метода в цифровой обработке сигналов с известным спектром.

Было проведено численное моделирование метода периодического синхронного усреднения на примере сигнала с известным спектром и показано, что сигнал восстанавливается без искажений только в случае точного совпадения исходного периода сигнала и периода усреднения. В случае рассогласования периодов восстановленный сигнал отличается от исходного сигнала, и это отличие растет с увеличением отклонения между периодами и увеличением длины выборки реализации сигнала. Различие между истинным и восстановленным сигналом было измерено с помощью относительной среднеквадратической ошибки (ОСКО). С увеличением отличия между истинным периодом и периодом усреднения, и увеличением длины выборки реализации сигнала ОСКО увеличивается.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №18-37-00484 «мол_а».

Экспериментальные исследования индикатрис рассеяния радиопоглощающих материалов

Добычина Е.М., Снастин М.В., Солод А.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Безэховая камера (БЭК) позволяет сократить или полностью исключить натурные испытания антенных систем, что приводит к значительной экономии средств и времени на разработку сложной радиотехнической аппаратуры. Однако для обеспечения малых значений погрешности измерений предъявляются высокие требования к характеристикам БЭК. Основными параметрами БЭК являются уровень экранирования и коэффициент безэховости.

БЭК должна быть пригодной для воспроизведения нормированных условий испытаний при оценке радиотехнических характеристик антенн и антенных систем. Коэффициент

экранирования БЭК должен быть не менее 80 дБ в рабочем диапазоне частот. Коэффициент безэховости определяется, прежде всего, свойствами радиопоглощающего материала (РПМ) в составе БЭК.

РПМ характеризуется диэлектрической и магнитной проницаемостью, а также габаритными размерами. Для исследования индикатрис рассеяния (ИР) образец РПМ располагается на металлическом экране, поверхность которого предполагается идеально проводящей (РЕС). Для измерения применялись две разнесённых рупорных антенны. Одна антенна подключалась коаксиальным кабелем к СВЧ-передатчику, а вторая к СВЧ-приёмнику. Измерение коэффициента передачи производилось с помощью установки переносных штативов при взаимном перемещении измерительных антенн относительно нормали к РПМ на фиксированном расстоянии до объекта измерений.

В результате измерений были получены зависимости коэффициента передачи между измерительными антеннами от пространственного угла и частоты с заданным шагом. Для получения относительных значений произведена нормировка к максимальному значению ИР среди измеренных углов для конкретной частоты.

Для измерения диаграммы рассеяния по методу замещения путём сравнения образца с металлическим экраном проведены две серии экспериментов. В качестве опорного измерения выбраны ИР идеально проводящего экрана, далее определены ИР материала на экране. После чего проведена нормировка к опорному измерению.

Полученные в результате экспериментальных исследований характеристики могут представлять как отдельно научный интерес, так и использоваться для моделирования распределения электромагнитного поля внутри БЭК.

Применение циклостационарной обработки при приёме BPSK-сигнала в условиях помех

Ефимов А.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Целью данной работы является построение математической модели для оценки циклостационарных свойств BPSK модулированного сигнала и возможности выделения сигнала на фоне помех. Математическая модель была разработана в среде matlab.

Современная радиоэлектронная техника при приёме и обработке сигналов подразумевает, что сигналы удовлетворяют условию стационарности. Такое допущение вводится для упрощения математических операций с сигналом, но часто это не соответствует действительности, что не позволяет получить всю информацию о сигнале. Многие сигналы, созданные человеком, демонстрируют свойства циклостационарности. Циклостационарный сигнал, в отличие от стационарного, имеет статистические характеристики, зависящие от времени и изменяющиеся циклически. Использование данных свойств может значительно повысить характеристики приёмных устройств и устройств обработки данных. Исследования по практическому использованию свойств циклостационарных сигналов начались на рубеже 20-21 в., и на данный момент не получили широкого распространения. Анализ публикаций показывает сильный рост интереса к данной тематике во многих областях радиоэлеткроники.

В докладе рассматриваются циклостационарные свойства широко используемой двоичной фазовой манипуляции сигнала (BPSK-модуляция). Рассматривается возможность выделения BPSK модулированного сигнала на фоне помех. Даётся оценка возможности разделения двух сигналов, пришедших с одного направления и принятых на одну антенну, с помощью свойств циклостационарности.

Сильноточный помехозащитный фильтр для шины электропитания космического аппарата

Жечев Е.С., Костелецкий В.П.
ТУСУР, г. Томск, Россия

Источники вторичного питания, в том числе бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА), для увеличения коэффициента полезного действия преобразователей расширяют

диапазон рабочих частот. Это приводит к ухудшению электромагнитной обстановки. Требуется разработка эффективных устройств защиты от синфазных и дифференциальных кондуктивных помех, способных повредить или вывести из строя РЭА. К помехозащитным фильтрам космического аппарата (КА) предъявляются повышенные требования к механическим и электрическим характеристикам. В работе [1] предложено защитное устройство на элементах с сосредоточенными параметрами, отличающееся повышенной надежностью, радиационной стойкостью и минимальными массогабаритными параметрами. Однако нагрузочная способность по току не позволяет эксплуатировать данное устройство в сильноточных цепях питания. В данной работе предлагается сильноточный помехозащитный фильтр для силовой шины электропитания (СШЭП) КА.

Расчет сильноточного помехозащитного фильтра основан на определении полосы пропускания для синфазной и дифференциальной помех, импеданса фильтра и нагрузочной способности по току. Методика расчета RLC-параметров фильтра основывается на данных, предложенных в [2]. Вычислительный эксперимент осуществлен с использованием алгоритма моделирования процессов, протекающих в электронных схемах, основанном на использовании SPICE-моделей. Так как разрабатываемый фильтр является четырёхпортовым устройством, для экстракции амплитудно-частотных характеристик его прототипа применена методика балансных измерений [3]. Принцип работы методики основан на определении параметров балансного устройства через параметры небалансной цепи.

Получена высокая сходимость результатов вычислительного и натурного экспериментов для частотной зависимости вносимых потерь фильтра. Таким образом, разработан высокоточный помехозащитный фильтр, удовлетворяющий предъявляемым техническим требованиям.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации МД-365.2018.8.

Литература:

1. Zhechev Y.S., Kosteletskii V.P., Zabolotsky A.M., Gazizov T.R. Electromagnetic interference filter for spacecraft power bus 13th International Conference on Mechanical Engineering, Automation and Control Systems, MEACS 2018; Novosibirsk; Russian Federation; 12 December.

2. Richard L. and Timothy M. 2012 EMI filter design (CRC Press) p. 264.

3. Joel P. Dunsmore Handbook of microwave component measurement with advanced VNA techniques 2014 (Wiley).

Искажения радиолокационного профиля протяжённой цели при зондировании сигналом с линейной частотной модуляцией

Каменский К.В., Гаврилов К.Ю.

МАИ, г. Москва, Россия

В различных задачах радиолокации объекты исследования часто имеют большую протяжённость по одной или нескольким координатам, которая оказывается больше разрешающей способности радара по наклонной дальности. Такими объектами, называемыми протяжёнными целями (ПЦ), являются, например, гидрометеообразования, дороги и другие наземные конструкции. При этом наиболее широкое распространение в качестве зондирующего получили сигналы с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ).

При зондировании ПЦ непрерывным ЛЧМ-сигналом имеют место искажения в спектре преобразованного сигнала (ПС), ведущие к искажениям радиолокационного профиля ПЦ по дальности и к потере информации о структуре ПЦ. В основе этих искажений лежит явление взаимной интерференции сигналов, отражённых от отдельных точек ПЦ. Такие искажения представляют собой актуальную проблему в задачах картографирования и радиомониторинга, ухудшая качество получаемых радиолокационных изображений и проявляясь на последних в виде спекл-шума и чередующихся полос разной яркости (муарового узора), и в некоторых случаях приводят к почти полному исчезновению ПЦ при сохранении лишь её передней и задней кромок.

В работе введена и проанализирована модель ПЦ, представленная набором точечных отражателей, равномерно расположенных в пространстве. Путём численных расчётов определены параметры модели ПЦ и зондирующего сигнала, влияющие на искажения ПС: начальная частота излучаемого сигнала, скорость изменения частоты, относительная высота цели, расстояние между точками цели, а также значения фазовых сдвигов, возникающих при отражении сигнала от различных точек ПЦ.

Для оценки степени искажения сигнала ПЦ введён показатель, характеризующий величину отклонения спектра ПС от истинного.

Разработаны методы восстановления радиолокационного профиля ПЦ, применимые при обработке реального сигнала и (или) численном моделировании. Один из предложенных методов – многокадровая обработка, где зондирующий сигнал состоит из периодически повторяющейся последовательности импульсов с различными значениями начальной частоты. Уменьшение искажения профиля ПЦ может быть достигнуто также путём варьирования таких параметров, как относительная высота цели, скорость изменения частоты. Другая группа методов направлена на разрушение интерференционной картины с помощью добавления случайных величин к координатам точек ПЦ или к фазовым сдвигам отражённых сигналов. Побочным эффектом этой группы методов является появление на изображениях искажений, имеющих вид спекл-шума.

Принципы, методы и технология создания отраслевой многофункциональной экспертной поисково-аналитической системы, обеспечивающей оценку результативности создаваемого научно-технического задела в авиастроении

[1]Кан А.В., [2]Будзко В.И., [2]Хорошилов , [1]Михайлин И.С.

[1]НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», [2]ФИЦ ИУ РАН, г. Москва, Россия

На современном этапе развития научно-технологического потенциала авиационной отрасли особую актуальность приобретает необходимость принятия управленческих решений, направленных на повышение эффективности научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Такие решения должны базироваться на основе использования объективных аналитических данных о тенденциях развития мировых и отечественных научно-технологических разработок. Эти данные могут быть получены путем содержательного комплексного анализа мирового потока научно-технической информации и анализа цифрового контента отрасли. В процессе автоматического содержательного анализа этих разноязычных гетерогенных распределенных научно-технических источников информации могут быть выявлены перспективные зарубежные опытно-конструкторские разработки в отрасли, получены новые знания и определены приоритетные научные направления деятельности научно-исследовательских коллективов.

Между тем, отсутствие на отечественном IT-рынке апробированных технологий и сервисов высокоскоростной автоматической обработки, формализации и анализа неструктурированной текстовой информации является существенным сдерживающим фактором для реализации этих задач.

В связи с вышеизложенным во ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» в течение нескольких последних лет ведутся работы по созданию отраслевой авиационной многофункциональной экспертной информационной системы, ориентированной на решение этих задач. Научные подходы, положенные в основу этой системы, являлись логическим развитием исследований и технологий, направленных на создание нового класса информационно-аналитических систем, основанных на современных высокоскоростных методах обработки текстовой информации, мультиагентном семантическом поиске в разноязычных гетерогенных источниках информации, содержательном анализе научно-технологического цифрового контента и извлечения новых знаний из этого контента. Эти решения соответствуют требованиям Программы фундаментальных научных исследований РАН на 2013-2020 гг., а также находятся в сфере приоритетов цифровых технологий, заложенных в Программе развития цифровой экономики России до 2035 г.

О принципах работы цифрового биометрического комплекса оценки функционального состояния пилота воздушного судна в процессе полёта

Коптев Д.С.
ЮЗГУ, г. Курск, Россия

Реализация государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2017-2025 годы» направлена на решение задач повышения надежности, маневренности, технического переоснащения летательных аппаратов за счёт увеличения мощности двигательных агрегатов, реализации сложных систем управления полетом, улучшения характеристик технических средств.

Однако физиологические возможности пилота начинают отставать от технических возможностей новейшей авиационной техники в плане эффективного управления ею, выполнения боевых задач, переносимости существенных перегрузок при выполнении маневров, сохранения работоспособности на всем протяжении длительных полетов. Более 70% авиакатастроф связано с деятельностью экипажей, треть из них обусловлена нарушением функционального состояния пилота вследствие экстремальных полётных факторов.

Разработка средств контроля физиологических параметров пилота в процессе полёта для определения воздействия полётных нагрузок и механизмов самолета на организм пилота является актуальной задачей в рамках концепции ИКАО.

Контроль физиологического состояния пилота на основе методов спектрофотометрии имеет минимальное количество коррелянтов, высокую информативность и возможность быстрой обработки полученных результатов в реальном масштабе времени.

В составе комплекса имеется пульсоксиметрический модуль, обеспечивающий съём и передачу первичной физиологической информации. Блок обработки физиологических параметров в составе комплекса осуществляет преобразование первичных сигналов и проводит расчёт таких параметров, как: уровень периферической сатурации крови, частота пульса и частота дыхания. Полученные результаты передаются по каналу Bluetooth в блок сбора данных, в котором происходит сохранение определенных значений во внутреннюю энергонезависимую память. В системе предусмотрена выдача сигнала тревоги при выходе хотя бы одного из физиологических параметров за установленные пределы.

Особенностью предлагаемого комплекса является синхронизация снятых физиологических параметров со значениями давления и ускорения, испытываемых пилотом в процессе полёта, что позволит проводить послеполётный анализ динамики изменения его состояния в зависимости от действующих внешних факторов и разрабатывать индивидуальные медицинские рекомендации по улучшению переносимости полётных нагрузок, а также вести персональную историю полётов, накапливаемую в течение всей профессиональной карьеры для каждого пилота воздушного судна индивидуально.

Антенная решётка из полосковых излучателей с пространственным возбуждением

Нгуен Динь То, Воскресенский Д.И., Овчинникова Е.В., Кондратьева С.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Одним из основных направлений развития антенной техники является расширение рабочей полосы. Широкополосные излучатели необходимы для создания антенных систем с цифровым управлением и формированием луча. Переход к современным системам приводит не только к росту частоты, но и к расширению рабочей полосы. В связи с этим особую актуальность приобретает построение широкополосных печатных антенн, которые позволили бы в едином технологическом процессе выполнять излучающую и возбуждающую системы.

В данной работе рассмотрен ряд вариантов расширения полосы печатных излучателей и приведены результаты моделирования печатных излучателей различной конфигурации. Для получения эффекта расширения полосы желательно сохранить форму диаграммы направленности (ДН) элемента, а изменения конструкции приводят к нарушению желаемой формы ДН излучателя. Для получения широкополосного излучения необходимо выполнение условий широкополосности устройства возбуждения, согласующего и излучающего элементов.

Для расширения полосы может быть использовано введение штырей со стороны подложки на неполную глубину диэлектрического слоя. Это позволяет расширить полосу приблизительно в 2-2,5 раза по согласованию. Штыри слабо влияют на форму ДН и приводят к уменьшению коэффициента направленного действия.

В докладе рассматриваются характеристики излучателей, выполненных из диэлектриков Rogers серии RO3200, которые обладают достаточно высокой механической прочностью. Введение штырей снижает электрическую прочность антенны, однако при использовании элемента в составе антенной решетки это не приведёт к ухудшению основных характеристик фазированной антенной решетки. Применение штырей, в отличие от других способов расширения полосы, не изменяет форму ДН.

Одним из возможных вариантов расширения рабочей полосы печатных излучателей является вывод излучающих токов из резонатора на внешнюю поверхность печатного излучателя. Дальнейшее расширение полосы требует изменения как системы возбуждения, так и системы излучения. Таким излучателем может быть щель с возбуждением, близким к равномерному, которое можно реализовать с помощью волновода или рупора.

Расчеты показывают, что взаимодействие излучателей не очень сильно влияет на частотные характеристики согласования.

Распределительную систему антенной решётки лучше выполнять на волноводных делителях, но можно использовать и полосковую разводку, переход к которой легко осуществить с помощью широкополосных переходов.

Использование степени циклостационарности для разделения источников ЭМИ СВТ в ближнем поле

Нужнов М.С., Кузнецов Ю.В., Баев А.Б., Коновалюк М.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Миниатюризация и интеграция современных средств вычислительной техники (СВТ) задают новые требования к обеспечению внутрисистемной электромагнитной совместимости (ЭМС). Например, применение многослойных печатных плат с высокой плотностью монтажа зачастую приводит к невозможности контактного измерения сигналов. Одним из способов, позволяющим решить эту проблему, является метод измерения электромагнитного излучения (ЭМИ) с помощью пробников ближнего поля.

Цифровые устройства СВТ используют периодические тактовые сигналы при обработке или передаче информации. В качестве модели информационного сигнала часто используют стационарный случайный процесс. Сочетание свойств периодических и стационарных процессов позволяет описывать сигналы СВТ как циклостационарные процессы, т.е. процессы, описываемые периодической плотностью вероятности. Побочное ЭМИ, вызываемое такими сигналами, также является циклостационарным.

Для пространственного разделения источников ЭМИ СВТ в работе предложен метод, основанный на анализе степени циклостационарности (СЦС) источников с различными тактовыми частотами. Приведены результаты моделирования, подтверждающие высокую разрешающую способность СЦС по периоду циклостационарности. Проведён эксперимент по разделению двух источников ЭМИ платы ПЛИС. В ходе эксперимента излучение платы регистрировалось пробником ближнего поля, перемещаемым позиционером в плоскости сканирования. Полученный сигнал записывался осциллографом для дальнейшей цифровой обработки с целью пространственного разделения источников. Результаты обработки показали высокую разрешающую способность СЦС и перспективность её применения для решения поставленной задачи.

Анализ конфигурации сети и качества спутниковых коррекций для высокоточного абсолютного местоопределения в ГНСС

Подкорытов А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается обработка измерений сети наземных станций для вычисления разделённых спутниковых поправок, позволяющих оперативно решать задачу высокоточного абсолютного местоопределения потребителя в глобальных навигационных спутниковых системах (ГНСС). Применяется ионосферосвободная модель измерений GPS (Global Positioning System) с разделёнными часами (Decoupled clock model), согласно которой каждому типу измерений соответствуют отдельные смещения показаний часов спутников и приёмника. Таким образом, выделяются ионосферосвободные кодовые смещения показаний часов спутников и приёмника потребителя, ионосферосвободные фазовые смещения показаний часов спутников и приёмника потребителя, а также ионосферосвободные смещения спутников и приёмника потребителя, соответствующие комбинации Мельбурна–Вуббена. Данная модель измерений позволяет применять разрешение целочисленной неоднозначности псевдофазовых измерений, поскольку аппаратурные смещения отделены от целочисленных значений неоднозначностей. Для вычисления разделённых спутниковых поправок в работе используются шесть различных наборов наземных станций (четыре набора станций выбраны из числа станций международный службы IGS, International GNSS Service, и два набора стаций выбраны из числа станций российской системы дифференциальной коррекции и мониторинга), при этом анализ качества местоопределения проводится для различных точек рассматриваемых сетей. Различные наборы наземных станций сравниваются в контексте качества высокоточного абсолютного местоопределения потребителя. Под качеством понимаются точность, оперативность и стабильность решения потребителя при использовании процедуры разрешения неоднозначности измерений псевдофазы. Указанная процедура существенно усложняет обработку, особенно на этапе вычисления спутниковых коррекций. Значительное влияние на качество местоопределения потребителя оказывает однотипность приёмников используемых станций сети.

Методика многокритериальной оценки портфеля проектов космической программы на основе метода уверенных суждений

Разумов Д.А., Малышев В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

При разработке проектов Федеральной космической программы (ФКП), которые относятся к классу больших сложных систем, возникает необходимость квалифицированной оценки предлагаемых проектных решений и не только в пространстве показателей «стоимость, эффективность». Обычно для многокритериальной оценки применяются известные методики (методы коэффициентов Фишберна, Саати др.), тем не менее, их практическая реализация требует иногда более глубокого осмысления алгоритмов и при внедрении в некоторых случаях сталкивается с серьёзными ограничениями. Как правило, ни одна из них не обходится без формализации экспертного мнения, которое, во-первых, не свободно от субъективного фактора, а во-вторых, связано с неразрешимой проблемой организации формирования этих оценок на основе персональной ответственности самих экспертов. Для того чтобы существенно снизить влияние вышеописанных факторов на принятие решения, авторы предлагают использовать механизм многокритериальной оценки на основе метода уверенных суждений (МУС).

В практике принятия многокритериальных решений нередко применяются методы, которые позволяют сводить весь спектр характеристик той или иной альтернативы к численному эквиваленту, определяемому свёрткой области неопределённости к некоему критерию или комплексной оценке. Иными словами, используют метод так называемой скаляризации векторного критерия. Вопрос в любом случае заключается в технологии исчисления этой самой оценочной характеристики. В МУС вместо одного варианта скаляризации векторного критерия рассматриваются все возможные комбинации этих реализаций, а затем оценивается

совокупный рейтинг каждой альтернативы по итогам исчислений полученного множества линейных свёрток. Тем не менее, при программной имплементации метода возникает ряд существенных проблем, связанных с дискретностью множества предложенных коэффициентов скаляризации и доступными вычислительными мощностями имеющихся средств автоматизации. Авторы успешно справились с решением этих проблем в ходе разработки системы поддержки принятия решений (СППР) на основе оригинальных алгоритмов распределения весов показателей проектных альтернатив, а также применения статистических методов для снижения количества вычислений при исчислении рейтингов.

Метод совместного высокоточного оценивания дальности и скорости в РЛС с использованием сверхширокополосных дискретно-кодированных по частоте сигналов

Сапронов Д.И., Каменский И.В., Кирдяшкин В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается метод совместного высокоточного оценивания дальности и скорости в сверхширокополосных радиолокационных системах ближнего действия. Основой метода является формирование функции неопределённости (ФН) для сверхширокополосных (СШП) дискретно-кодированных по частоте сигналов (ДКЧС). Алгоритм вычисления функции неопределённости разделён на аналоговую и цифровую части. Аналоговая часть выполняется в цепях приёмо-передающего тракта РЛС. Цифровая часть выполняется в цифровом сигнальном процессоре, принимающем сигналы аналого-цифрового преобразователя (АЦП), установленного на выходе приёмного тракта. Особенностью метода является последовательная во времени обработка частотных составляющих СШП ДКЧС, позволяющая уменьшить требования к быстродействию АЦП в приёмном тракте РЛС. Предлагаемый метод позволяет предварительно смоделировать функцию неопределённости для СШП ДКЧС при помощи полученного упрощённого уравнения, удобного для компьютерного моделирования. Компьютерная модель, основанная на уравнении ФН, дает возможность оперировать с СШП ДКЧС, состоящими из дискретов с неэквидистантным шагом по частоте и переменными длительностями излучения дискретов. Полученное уравнение ФН позволяет выбрать наиболее подходящий сигнал исходя из технической реализуемости и необходимых тактико-технических характеристик: разрешающей способности по дальности и скорости, а также интервала однозначного определения дальности. Приведены границы применимости упрощённого уравнения ФН СШП ДКЧС, лежащего в основе компьютерной модели метода. Приведён пример макета, использующего предлагаемый метод.

Реализация и исследование алгоритмов обработки сигналов стандарта IEEE 802.11ah в MATLAB

Серкин Ф.Б., Дубровко А.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время существует множество стандартов беспроводной связи, позволяющих воплощать в жизнь концепцию интернета вещей. Одним из них является спецификация IEEE 802.11ah. Этот стандарт, представляющий собой развитие семейства стандартов Wi-Fi, предназначен для энергоэффективной работы в субгигагерцовом диапазоне. Особенностью данного стандарта является дальность связи до 1 км при скорости передачи данных от 150 кбит/с. Такие показатели достигаются за счет применения особой модуляционно-кодовой схемы MCS10 с ФМн-2 модуляцией, сверточным кодированием и дублированием передаваемой информации.

Однако на таких дальностях вызывает вопросы качество вхождения в связь систем синхронизации, поскольку при заявленных в стандарте мощностях передатчика отношение сигнал/шум в полосе приемника может опускаться ниже нуля. В нашей работе были исследованы алгоритмы грубой и точной временной и частотной синхронизации, а также алгоритм компенсации остаточного частотного сдвига, широко применяемые в существующих приемниках сигналов Wi-Fi и соответствующим образом модифицированные для работы с сигналами стандарта IEEE 802.11ah. В исследовании имитировался процесс

передачи пакетов в режиме MCS10 по каналу с АБГШ и соответствующей частотной отстройкой, указанной в стандарте. В качестве характеристик эффективности алгоритмов старт-стопных систем синхронизации рассматривались вероятности их некорректной работы. Для оценки качества работы алгоритма компенсации остаточного частотного сдвига были получены зависимости вероятности битовой ошибки от битового отношения сигнал/шум.

В результате было показано, что алгоритмы старт-стопных систем синхронизации, применявшиеся в предыдущих стандартах семейства IEEE 802.11, имеют достаточно низкую вероятность некорректной работы при их использовании в приемниках 802.11ah. В то же время оказалось, что традиционный алгоритм компенсации остаточного частотного сдвига оказывается неприменим при работе на больших дальностях, т.к. приводит к значительной деградации вероятности битовой ошибки.

Возможности использования беспроводных сенсорных сетей для организации предиктивного обслуживания авиационной техники

Терентьев М.Н., Гинзбург И.Б., Падалко С.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

В обслуживании авиационной техники актуален переход на модель предиктивного обслуживания, основанного на мониторинге косвенных признаков технического состояния (КПТС). Для этого создаётся бортовая система мониторинга, оснащённая большим количеством датчиков.

Предлагается возложить обязанность по доставке измерений КПТС в бортовое устройство регистрации на беспроводную сенсорную сеть (БСС). Это снижает массу самолёта и ускоряет установку датчиков. Однако применение БСС на самолёте порождает и проблемы. Кратко покажем пути их решения.

1. Проблема связности. Элементы конструкции самолёта блокируют возможность передачи сообщений между узлами. Одним из решений является перемещение узлов, другое решение – добавление в состав БСС дополнительных узлов, предназначенных для ретрансляции сообщений других узлов.

2. Проблема электропитания узлов. Одним из решений является использование бортовой сети самолёта, другое решение – использование автономного источника питания (АИП). Для увеличения срока службы от АИП алгоритм работы узла обеспечивает перевод узла в состояние сниженного потребления энергии. Примерная периодичность замены АИП может составлять 1 раз в 1-2 года; более точно периодичность может быть определена с помощью модели БСС.

3. Проблема надёжности. При построении БСС алгоритмическими методами стремятся обеспечить как можно более высокую надёжность – 0,9-0,95 и выше. Пригодна ли БСС, не обладающая стопроцентной надёжностью, для передачи результатов измерений КПТС? Отдельные результаты измерений не информативны, в том числе из-за сильной зашумленности. Обработке подвергают сразу большие массивы таких измерений. Поэтому может быть сделан вывод о том, что нестопроцентная надёжность при сборе таких данных допустима.

4. Проблема объёма данных. Эта проблема решается внутрисетевой обработкой и сегментированием БСС. Внутрисетевая обработка предусматривает предварительную обработку на узлах БСС собранных датчиками данных для сокращения их объёма. Сегментирование БСС заключается в разбиении всей сети на несколько сегментов, каждый со своим узлом-шлюзом.

5. Проблема электромагнитной совместимости. Эта проблема решается выбором для БСС подходящего частотного диапазона и максимальной мощности передатчиков узлов.

Таким образом, можно сделать вывод о возможности реализации предиктивного обслуживания авиационной техники при помощи БСС.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №17-08-01641 А.

5. Ракетные и космические системы

Комплексная система регенерации воды из урины и санитарно-гигиенической воды для космической станции

[1]Аракчеев Д.В., [1]Бобе Л.С., [1]Кочетков А.А., [1]Сальников Н.А., [2]Андрейчук П.О.
[1]НИИхиммаш, г. Москва, Россия
[2]РКК «Энергия», г. Королёв, Россия

В связи с планированием программ освоения Луны и дальнего космоса большое значение имеет организация санитарно-гигиенического обеспечения экипажа с замкнутым циклом использования помывочной воды. В настоящее время в России и США проводятся работы по созданию систем регенерации санитарно-гигиенической воды (СГВ) методом обратного осмоса как наиболее экономичного в части энергозатрат. В то же время в России разработана и проходит опытную эксплуатацию на МКС система регенерации воды из урины, основанная на методе вакуумной дистилляции с рекуперацией тепловой энергии, затраты электрической энергии в которой сравнимы с затратами при проведении очистки СГВ методом обратного осмоса. Поэтому были организованы и проведены исследования и испытания комплексной системы регенерации воды из урины и СГВ применительно к условиям работы на космической станции.

В настоящем исследовании прорабатывалась возможность и проверялись режимы регенерации санитарно-гигиенической воды, урины и их смеси методом вакуумной дистилляции в центробежном поле. Выявлено, что с увеличением содержания урины в очищаемой смеси урины и СГВ производительность дистиллятора снижается с 4 литров в час при работе на чистой СГВ до 3 литров в час при работе на чистой урине предположительно за счёт температурной депрессии и ухудшения тепломассообмена из-за неконденсирующихся газов. Степень извлечения чистой воды изменяется в зависимости от состава очищаемой жидкости и составляет до 85% при регенерации урины и 98% при регенерации СГВ. Особенностью процесса совместной регенерации СГВ и урины является режим отвода упаренного раствора. В связи с пенообразованием при работе с СГВ отвод упаренного раствора целесообразно проводить не внешним насосом, а с использованием черпаковых насосов дистиллятора без его остановки и развакуумирования.

Содержание примесей в дистилляте независимо от состава исходной жидкости незначительное и после проведения сорбционной доочистки соответствует требованиям нормативов на санитарно-гигиеническую воду. Среднее энергопотребление системы при работе по схеме с забортным вакуумом не превышает 330 Вт. Удельные энергозатраты на регенерацию составляют не более 85 Втч/литр получаемой воды.

В докладе представлены результаты исследований, обсуждены перспективы использования и направления применения комплексной системы регенерации воды на борту космической станции.

Анализ влияния длины прямоугольных вырезов на напряжённо-деформированное состояние трёхслойных оболочек

Бакулин В.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

В авиации, в аэрокосмической технике распространены слоистые, в том числе трёхслойные, оболочки [1]. В этих конструкциях необходимо присутствуют различного назначения вырезы, люки, ослабляющие несущую способность. Этим объясняется постоянное совершенствование методов расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкций, в том числе трехслойных оболочек, с вырезами. Данная работа посвящена изучению влияния длины прямоугольных в плане вырезов на НДС в слоях трехслойных конических оболочек. Следует отметить недостаточную исследованность проблемы анализа НДС трехслойных оболочек с учетом неоднородности структуры и наличия вырезов прямоугольной в плане формы. Рассматривается алгоритм построения конечно-элементной модели естественной

кривизны для послойного расчета [2-5] НДС трехслойных оболочек конической формы. Приведенная модель позволяет достаточно точно и просто учесть наличие вырезов, приложение нагрузок к слоям и различные условия их закрепления, моментное состояние несущих слоев, трехмерное напряженное состояние в слое заполнителя. Показаны пути получения аппроксимаций для трехмерного конечного элемента заполнителя и на основе этих аппроксимаций алгоритм построения конечно-элементной модели для анализа НДС слоя заполнителя. Проведено исследование влияния длины прямоугольных в плане вырезов на НДС в слоях трехслойных оболочек.

Литература:

1. Бакулин В.Н., Образцов И.Ф., Потопахин В.А. Динамические задачи нелинейной теории многослойных оболочек: Действие интенсивных термосиловых нагрузок, концентрированных потоков энергии. - М.: Наука. Физматлит, 1998.

2. Бакулин В.Н. Эффективные модели для уточненного анализа деформированного состояния трехслойных неосесимметричных цилиндрических оболочек. // Доклады Академии наук. 2007. Т.414. №5. С. 613-617.

3. Бакулин В.Н. Уточненная модель послойного анализа трехслойных нерегулярных конических оболочек // Доклады Академии наук. 2017. Т.472. №3. С.272-277.

4. Бакулин В.Н. Эффективная модель послойного анализа трехслойных нерегулярных оболочек вращения цилиндрической формы // Доклады Академии наук, 2018, т.478, №2, С.148-152.

5. Бакулин В.Н. Блочная конечно-элементная модель для послойного анализа напряжённо-деформированного состояния трехслойных оболочек с нерегулярной структурой. // Изв. РАН. МТТ. 2018. №4. С. 65-72.

Прогнозирование технических характеристик ЛА на основе параллельного прогноза

Балык В.М., Вакульчук В.И.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время модели прогнозирования можно разделить на казуальные модели прогнозирования и модели прогнозирования с помощью временных рядов.

В свою очередь, к моделям прогнозирования относят методы декомпозиции, методы экстраполяционного сглаживания, авторегрессионные методы и т.д. Основная проблема здесь возникает при восстановлении тренда, и эта проблема связана с выбором базисных функций. Не существует одинаково хорошей базисной функции для любой задачи прогноза, и для удовлетворительного прогноза необходимо организовать некоторый параллельный процесс прогноза.

С этой целью организуется дополнительный процесс прогнозирования, основанный на одном из методов глобальной оптимизации.

Метод параллельного прогноза состоит в том, что параллельно с выбором параметров базисной функции варьируются сами прогнозируемые величины.

Критерий регулярности, по которому рассчитывается качество прогноза, представляет собой среднеквадратичную ошибку между прогнозируемой функцией и суммой значений на участке прогнозирования и варьируемыми прогнозными параметрами.

По данным параметрам была решена модельная задача прогнозирования аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата (БЛА). Статистическая выборка строилась по данным телеметрии на первых 5 с. Далее, на остальные 50 с, строится прогноз с применением тригонометрических прогнозирующих полиномов.

Литература:

Балык В.М. Статистический синтез проектных решений при разработке сложных систем. – М: Изд-во МАИ, 2011.

Оценка показателей надёжности и суммарной эквивалентной массы систем жизнеобеспечения космических полётов в дальний космос

Белозерова И.Н., Кудрявцева Н.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Надёжность систем жизнеобеспечения (СЖО) космических аппаратов для автономных длительных полётов за орбиту Земли-Луны должна быть очень высокой, не ниже 0,999. Для её достижения на основе современных элементов, агрегатов и подсистем, используемых на МКС, потребуется введение запасных блоков и многократного резервирования, что приводит к значительному увеличению взлётной массы СЖО. Рассмотрена актуальная задача предварительной оценки показателей надёжности и суммарной эквивалентной массы в расчёте на одного члена экипажа для четырех типовых вариантов физико-химических СЖО с различной степенью замкнутости для автономного космического полёта продолжительностью 1000 суток [л].

Определены требуемые уровни запасов веществ: кислорода, воды, адсорбента углекислого газа и обезвоженных продуктов питания; заменяемых блоков и кратности ненагруженного резервирования подсистем регенерации: для СЖО на основе запасов веществ требуется введение 10% запасов веществ; для комбинированной СЖО требуется введение 10% запасов веществ и четырёхкратное ненагруженное резервирование всех жизненно важных подсистем регенерации; для частично-замкнутой СЖО и максимально-замкнутой СЖО, помимо 10% запасов веществ, требуется пятикратное ненагруженное резервирование подсистем регенерации. Выявлены пути снижения кратности резервирования.

Проведена сравнительная оценка вклада эквивалентных масс энергоустановки (ЭУ), системы терморегулирования (СТР) и гермомодуля (ГМ) при 1000 сутках полёта в суммарную эквивалентную массу СЖО. Вклад эквивалентных масс ЭУ и СТР не превышает 2 %, а вклад эквивалентной массы ГМ – наиболее значительный и достигает 30 %, хотя в отечественных публикациях она редко учитывается.

Литература:

Кудрявцева Н.С. Анализ показателей надёжности и эквивалентной массы систем жизнеобеспечения для полётов в дальний космос // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2019. Т. 53. № 3. С. 5-12.

Анализ перспективных систем обеспечения теплового режима космических аппаратов с использованием тепловых аккумуляторов

[1]Белявский А.Е., [1]Сорокин А.Е., [1]Борщев Н.О., [2]Евстратов С.В.
[1]МАИ, г. Москва, Россия; [2]РКК «Энергия», г. Королёв, Россия

Система обеспечения теплового режима (СОТР) является сложной, глубоко интегрированной с космическим аппаратом (КА) системой, для анализа и проектирования которой применяются методы системотехники. Одним из решений, позволяющих уменьшить массовые характеристики СОТР, является использование теплового аккумулятора. Поглощая тепло, тепловые аккумуляторы предохраняют приборные отсеки аппарата от перегрева, а отдавая его, предохраняют аппарат от переохлаждения, обеспечивая работу аппаратуры в заданных температурных пределах. Также тепловой аккумулятор может выполнять роль демпфера при кратковременных тепловых нагрузках, возникающих за счёт тепловыделения приборов во время сеансов связи или во время проведения научных измерений.

Развитие СОТР КА зависит от решаемых задач, места в космосе, где эти задачи будут решаться, и от времени пребывания вне Земли. По выполняемым задачам СОТР можно сгруппировать в транспортные, орбитальные, экспедиционные. Отдельно рассматривается вопрос обеспечения теплового режима планетарных баз.

Тепловые аккумуляторы наиболее целесообразны, когда аппарат находится под действием циклически изменяющихся внешних и внутренних тепловых потоков, имеющих место или на теневой орбите любой из планет Солнечной системы, или на поверхности самих планет и их спутников. Аккумуляторы накапливают тепловую энергию на участке, освещённом Солнцем, и отдают её, когда аппарат в тени планеты.

При разработке лунной программы принцип аккумулирования тепла планировалось использовать для обеспечения теплового режима лунных аппаратов. Предполагалось сглаживание температуры лунной поверхности вокруг аппарата в течение лунных суток путём прикрытия участка лунной поверхности тепловой изоляцией. Объект и лунный грунт, расположенный под теплоизоляционным покрытием, представляют собой в этом случае единую теплоаккумулирующую систему.

Аккумулирование тепла может происходить на основе нескольких физических принципов: это использование теплоёмкости массы конструкции, использование скрытой теплоты фазового перехода, использование обратимых реакций, реагенты которых базируются на плотности жидкой и твёрдой фаз, а также физические процессы сорбции.

Применение в СОТР КА тепловых аккумуляторов с плавящимся рабочим веществом является на современном уровне развития техники наиболее перспективным и технически реализуемым. Когда будут решены проблемы, связанные с термохимическим адсорбционным аккумулированием, найдут применение тепловые аккумуляторы на основе термохимических реакций и сорбции.

Проектирование беспилотного летательного аппарата, устойчивого к факторам неопределённости

Бородин И.Д., Балык В.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Одна из основных проблем представления беспилотного летательного аппарата (БЛА) как объекта проектирования – построение его моделей. Построение моделей БЛА и моделирование его условий физического и функционального существования является неотъемлемой частью проектирования. Эффективность проектирования во многом зависит от «вложения» процессов моделирования условий функционального и физического состояния БЛА в процесс проектирования. Таким образом, ставится задача построения модели и процесса моделирования условий физического и функционального существования БЛА, который предстоит ещё спроектировать.

Как правило, проектирование БЛА ведется в условиях неконтролируемых факторов (НФ). НФ можно разделить по источникам неопределённости на факторы, характеризующие: атмосферу и физические поля над сушей и океаном; тактические ситуации, характеристики целевой задачи, поведение человека и производство.

Для НФ характерно то, что описывающие их характеристики имеют не фиксированное значение, а принадлежат некоторому диапазону. Особым источником неопределённости является тактическая ситуация применения БЛА с многообразием (большим числом вариантов) вовлекаемых сил и средств, возможностями его носителей. Изменчивость тактических ситуаций приводит к невозможности однозначного описания типа траектории БЛА.

Исторически для БЛА (и для летательных аппаратов в целом) данная проблема решалась путем введения ряда допущений и специальных проектных регламентаций, формируемых на базе опыта и субъективного представления проектанта. Появление модели «стандартная атмосфера», номинальных значений прочности материалов и т.д. как раз обусловлено стремлением внести определённость в проектную задачу, хотя на деле создаваемому объекту, возможно, никогда не приходилось функционировать в таких моделях. Объективно всегда имеются какие-либо отличия от этих условий. Для компенсации такого отличия и возможного ухудшения работы аппарата заведомо предусматривался избыток (коэффициенты запаса) в возможностях и ресурсах аппарата по отношению к расчетным условиям. Данные величины не имели достаточного научного обоснования, вырабатывались чисто эмпирически и приводили зачастую к завышению материальных затрат.

В целом все отмеченные подходы отличаются субъективизмом, и снять такой субъективизм в известной мере возможно, если БЛА обладает свойствами устойчивости к НФ. В работе условия устойчивости представляются в виде функций Ляпунова, которые формируются с помощью статистических методов.

Решение обратной коэффициентной задачи по восстановлению тензора теплопроводности ортотропного материала

Борщев Н.О., Белявский А.Е., Сорокин А.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

При проектировании различных космических аппаратов (КА), как пилотируемых, так и беспилотных, одновременно идёт проектирование систем обеспечения теплового режима (СОТР) целевой бортовой аппаратуры путём их термостатирования и СОТР жилых отсеков путём поддержания постоянной температуры и влажности в гермоотсеке при наличии экипажа на борту. Поэтому одной из первостепенных задач при проектировании может быть выбор материалов, из которых изготавливаются теплозащитные покрытия, которые, в свою очередь, будут иметь соответствующие теплофизические характеристики, при которых минимизируется влияние факторов космического пространства (ФКП), которым подвергается КА. Такими факторами, как правило, является излучение в видимом от Солнца и инфракрасном спектрах от Земли и элементов самого КА.

В данной работе рассматривается комплексный подход определения теплофизических характеристик материалов под действием многоциклического теплового лучистого нагрева, воспроизводящего функционирование КА на целевых орбитах, на основе экстремальных методов решения обратных задач теплопроводности на основе полученного аналитического решения в анизотропном приближении при стационарности самих теплопередающих характеристик, по которым может быть спрогнозировано поведение конструкции при выполнении целевых задач.

Выбор рациональной системы склонения беспилотного летательного аппарата класса «поверхность – воздух» с вертикальным стартом

Виндекер А.В., Парафесь С.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Чтобы реализовать преимущества вертикального старта, БЛА должен обладать системой склонения, которая способна за минимальное время изменить направление полета от вертикального при старте до требуемого направления, ориентированного в точку встречи с целью.

В настоящей работе решается задача выбора рациональной системы склонения из числа альтернативных вариантов на этапе формирования облика БЛА класса «поверхность – воздух» с вертикальным стартом.

Критерием правильности выбора способа разворота оси корпуса БЛА является реализуемая ближняя граница зоны поражения.

Критерием выбора рационального варианта системы склонения является минимум массы проектируемого БЛА.

Альтернативными вариантами систем склонения при решении рассматриваемой задачи являются:

- Система управления вектором тяги (СУВТ), для реализации которой используются газовые рули, размещаемые в сопле двигателя БЛА или сразу за его срезом на специальных пилонах.
- Аэрореактивные системы (АРС), имеющие газодинамические органы управления, сопла которых вынесены в крылья или стабилизаторы БЛА.
- Импульсная двигательная установку (ИДУ), которая обеспечивает создание необходимого момента склонения за счет реактивных струй микродвигателей, включаемых по специальному алгоритму.

Каждая из таких систем склонения обладает своими достоинствами и недостатками. Выбор того или иного способа склонения является сложной, во многом неформальной задачей, занимающей одно из центральных мест при формировании облика БЛА и требующей неоднократного обращения к ней на последующих этапах разработки БЛА.

В работе приводится пример решения данной задачи применительно к БЛА класса «поверхность – воздух» средней дальности. При этом при формировании облика БЛА учитываются особенности различных газодинамических систем склонения.

К вопросу о совершенствовании методов психофизиологического контроля для членов экипажа на обитаемой лунной базе

Гардуньо Родригес Аарон, Строгонова Л.Б., Сафронова К.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные задачи пилотируемой космонавтики, такие, как освоение Луны и создание лунной обитаемой базы, требуют новых подходов и решений, опирающихся на опыт космической и земной медицины. В последнее десятилетие наблюдается технологический и методологический прогресс в области медико-биологического обеспечения космических полетов. Разрабатываются технологии в области поддержки принятия решений (СППР) в условиях неопределенности ситуации пребывания человека на обитаемой лунной базе, опирающиеся на достижения в областях медицинской науки, приборостроения и математических методов обработки информации.

В докладе рассматривается предлагаемый авторами новый метод контроля психоэмоционального напряжения в организме человека, обусловленного изменениями уровня глюкозы в крови. В спортивной и космической медицине доказано, что изменение концентрации глюкозы в крови испытуемого сопровождает эпизоды стресса и психофизиологические риски. Предполагается, что новый метод медико-психологического контроля, основанный на данной методологии, позволит оптимизировать режим труда членов экипажа лунной базы и предотвратить риски, которые могут поставить под угрозу будущее лунной экспедиции. Решение сложной задачи разработки устройства, которое позволит получать измерения глюкозы в крови у космонавтов неинвазивным и непрерывным способом (онлайн), требует сочетания двух областей знаний – медицины и инженерии.

Предлагаемое устройство состоит из трех принципиальных частей: датчика, передатчика и приемника. Датчик будет состоять из набора элементов, которые используются в методике инструментальной спектроскопии для определения качественного и количественного состава глюкозы в крови через кожу. Датчик подключается к передатчику, который непрерывно передает параметры измерений приемнику по беспроводной связи. Данные могут обрабатываться как оператором (космонавтом), так и медицинским персоналом в наземном командном центре. Датчик определяет уровень глюкозы в крови каждые пять минут, обеспечивая 288 измерений в сутки. Важно отметить, что при определении уровня глюкозы в крови с использованием спектроскопических методов может наблюдаться физиологическое отставание или «отставание» между значением, наблюдаемым в капиллярной крови, относительно значения, измеренного устройством. По этой причине необходимо создание математической модели процесса.

Исследование влияния изгибно-крутильных колебаний руля в аэродинамическом потоке на функционирование рулевого привода беспилотного летательного аппарата

[1]Грызин С.В., [2]Акимов В.Н., [1]Парафесь С.Г.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]ДНПП, г. Долгопрудный, Россия

Рассматривается электромеханический привод беспилотного летательного аппарата (БЛА) с учетом влияния аэроупругости, вызванной изгибно-крутильными колебаниями конструкции руля в аэродинамическом потоке. Обеспечение устойчивости системы «руль – привод» во всем диапазоне частот, включая частоты упругих колебаний руля, является обязательным требованием при проектировании БЛА.

Цель данной работы – оценка влияния аэроупругой нагрузки на функционирование рулевого привода.

На первом этапе исследования расчетно-экспериментальным способом определяются коэффициенты передаточной функции динамического шарнирного момента для наиболее

опасного режима полета БЛА с точки зрения потери аэроупругой устойчивости в системе «руль – привод».

На втором этапе исследования производится оценка влияния аэроупругой нагрузки на динамические характеристики рулевого привода при отработке ступенчатых и синусоидальных сигналов управления.

При сравнительном анализе характеристик системы «руль-привод» используются экспериментальные данные, а также результаты моделирования, полученные на имитационной математической модели нелинейного рулевого привода.

Теоретическим результатом проведенного исследования явилось создание методики расчетно-экспериментального исследования устойчивости нелинейного электромеханического привода, нагруженного рулем, совершающим колебания в аэродинамическом потоке.

Практическим результатом проведенного исследования влияния изгибно-крутильных колебаний руля в аэродинамическом потоке на функционирование конкретного рулевого привода является вывод о том, что рассматриваемый привод обладает достаточными энергетическими характеристиками для компенсации дополнительной инерционной составляющей нагрузки на вал электродвигателя.

Экспериментальное определение влияния обтекателя на характеристики радиотехнической системы

Гюльмагомедов Н.Х.
ВПК «НПО машиностроения», г. Москва, Россия

Важное значение для обеспечения качественных радиотехнических характеристик обтекателя приобретают теплорадиотехнические испытания, которые нужно проводить как в холодном состоянии обтекателя, после теплового нагрева, так и в процессе его теплового нагрева, для установления зависимостей изменения радиотехнических характеристик обтекателя от внешних воздействий.

В настоящее время проведение измерений радиотехнических характеристик в нормальных условиях на базе безэховых камер не вызывает затруднений. Однако существует необходимость создания методик по прогнозированию динамического изменения параметров обтекателей, которые хорошо коррелируют с экспериментальными результатами при тепловом нагреве обтекателя. Внешние воздействия в значительной мере могут изменять параметры диэлектриков.

В данной работе предложена методика и рассмотрены результаты экспериментальных исследований влияния антенного обтекателя на характеристики радиотехнической системы, установленной под ним. Для исследования влияния разработана и опробована методика определения уровня ослабления сигнала в стенке обтекателя при тепловом нагреве. Приведено подробное описание методики измерения уровня ослабления сигнала в стенке обтекателя.

Проведены измерения уровня ослабления сигнала в стенке обтекателя при нагреве согласно заданной температурной зависимости от времени воздействия. На основе анализа полученных результатов установлено:

1) процесс нагрева обтекателя привёл к необратимым изменениям внутри стенки обтекателя, таким, что радиотехнические характеристики, измеренные на конечном участке нагрева, не совпадают с характеристиками до нагрева;

2) активные потери, возникающие в обтекателе при нагреве, уменьшают мощность сигнала при прохождении стенки обтекателя, вследствие чего оказывается влияние на характеристики радиотехнической системы, установленной под ней;

3) увеличение температуры приводит к увеличению активных потерь при прохождении сигналом стенки обтекателя.

Увеличение уровня ослабления сигнала может привести к ухудшению радиотехнических характеристик системы СВЧ «антенна – обтекатель» и радиотехнической системы в целом.

Полученные результаты исследования обтекателя в различных температурных условиях могут быть применены при прогнозировании эксплуатационных параметров и характеристик системы «антенна – обтекатель».

Результаты экспериментальных исследований влияния плотности рабочей жидкости на характеристики гидротрансформатора трансмиссии подвижного агрегата наземного комплекса

Ерусланкин С.А., Мазлумян Г.С., Сова А.Н.
МАДИ, г. Москва, Россия

В настоящее время гидродинамические передачи, в том числе гидротрансформаторы (ГДТ), находят широкое применение в промышленности. Одним из важнейших показателей ГДТ является энергоёмкость, которая характеризуется величиной момента ведущего звена. Известно, что момент зависит от плотности рабочего тела. При этом увеличение плотности даёт возможность повысить энергоёмкость ГДТ без изменения его геометрических параметров и режимов работы.

Объектом исследования является блокируемый гидротрансформатор с осевой турбиной.

Цель работы – исследование внешней характеристики ГДТ с использованием рабочего тела различной плотности.

Метод исследования – экспериментальный. В качестве рабочего тела применена жидкость повышенной плотности.

Полученные характеристики показали, что величина плотности рабочего тела существенно влияет на показатели работы ГДТ. Так, энергоемкость в случае использования жидкости повышенной плотности выше по сравнению с маслом обычной плотности на (4,5...10)%, коэффициент трансформации – на (6...18)%, коэффициент полезного действия – на (1,5…13)%.

Изменение температуры от 50 до 90°С оказывает незначительное влияние, а именно: крутящий момент уменьшается не более чем на 3,2%, коэффициент трансформации увеличивается не более чем на 2,2%, коэффициент полезного действия увеличивается не более, чем на 2%.

Изменение температуры от 20 до 90°С оказывает более заметное влияние. Снижение передаваемого момента находится в пределах от 10,7 до 2,0%, увеличение коэффициента трансформации – от 11,4 до 5,6% и увеличение коэффициента полезного действия – от 4 до 7,5%.

В результате выполненных исследований можно сделать следующие основные выводы:

1) плотность и вязкость рабочего тела существенно и неоднозначно влияет на характеристики ГДТ;

2) точность расчетов показателей качества ГДТ при изменении вязкости и плотности рабочего тела в сравнении с результатами экспериментальных исследований находится в пределах 20-40%, что нельзя признать удовлетворительным;

3) начатые исследования целесообразно продолжить в направлениях разработки уточненной методики расчета показателей качества ГДТ при изменении плотности и вязкости рабочего тела и дальнейшего изучения свойств магнитных жидкостей, способных менять свою плотность и вязкость, в целях повышения удельных показателей гидродинамических приводов подвижных агрегатов наземного комплекса.

Моделирование тепловых процессов при испытаниях бортовой аппаратуры дистанционного зондирования Земли

Жилина И.Е., Алексеев В.А., Титова А.С.
НИИ ТП, г. Москва, Россия

Для орбит полёта от 300 до 800 км основным источником внешнего потока, воздействующего на составные части космического аппарата (КА), является прямое излучение Солнца, а также отраженное солнечное и собственное излучение Земли. Для расчета внешних лучистых потоков разрабатывается геометрическая модель объекта, обычно

в виде плоских площадок. Траектория движения КА может быть различной. Поэтому обычно рассматривают два крайних состояния: перегрев и переохлаждение всех составных частей КА. В России для расчета полей температур, как правило, применяется метод тепловых балансов (метод изотермических узлов). Для расчета внешних лучистых тепловых потоков используется программно-математическое обеспечение (пакет программ ТЕРМ). Широко используются также программы расчетов с использованием метода конечных элементов.

Моделирование условий внешнего радиационного теплообмена в ТВК требует воссоздания нестационарных во времени и пространстве лучистых полей, формируемых одновременно и Солнцем, и Землей. Так как в ТВК малых размеров отсутствуют имитаторы солнечного излучения, используются упрощенные, условно линейчатые излучательные системы различных конструкций, в которых широко применяются электронагреватели и экранно-вакуумная тепловая изоляция (ЭВТИ).

Остановимся ещё на одном методе имитации внешних лучистых тепловых потоков, основанном на использовании результатов полученной телеметрической информации при штатной эксплуатации КА ДЗЗ на указанных высотах полета. Доказано, что температура размещаемых снаружи составных частей КА в режиме переохлаждения не опускается ниже минус (80-100)ºС, даже на поверхностях ЭВТИ и теплоизоляционных материалах в составе аппаратуры. Это позволило имитировать результирующий внешний лучистый тепловой поток от Солнца и Земли путем установки внутри рабочего объема ТВК экранов с высокой степенью черноты (ε=0,9), на которых поддерживается с помощью электронагревателей упомянутая температура. В режиме перегрева – в сеансах работы приборов их температура обеспечивается поддержанием на их наружных поверхностях требуемых значений коэффициентов поглощения солнечной радиации и степени черноты (ε), а когда необходимо, прибор устанавливается на термостатируемую термоплату КА.

Критерием точности воспроизведения теплообмена в боровой радиоэлектронной аппаратуре (БРЭА), размещаемых снаружи КА, является плотность результирующего лучистого теплового потока, поглощаемого наружными составными частями исследуемых изделий.

Возможности микроспутниковой платформы «ТаблетСат»

[1]Ивлев Н.А., [1]Сивков А.С., [2]Пуриков А.В., [2]Иваненко В.В.
[1]МФТИ, [2]СПУТНИКС, г. Москва, Россия

Микроспутниковая платформа «ТаблетСат» предназначена для создания космических аппаратов массой от 10 до 200 кг. Платформа представляет из себя совокупность бортовых служебных систем и конструктивных элементов. В основу платформы заложены принципы стандартизации механических, информационных и электрических интерфейсов. Это позволяет снизить финансовые и временные затраты при разработке, сборке и испытаниях КА. Сроки интеграции новой полезной нагрузки от начала работ до готовности малого КА к запуску может быть сокращён до 8 месяцев, в зависимости от сложности необходимых работ. При этом срок изготовления, испытаний и сборки без разработки может сокращён до 3 месяцев.

Платформа «ТаблетСат» обеспечивает функционирование полезных нагрузок сторонних разработчиков. Масса полезной нагрузки может достигать 100 кг и иметь среднесуточное потребление до 200 Вт. Обеспечивается скорость передачи информации до 100 Мбит/с при объёме памяти до 128 Гбайт. Точность ориентации составляет до 15 угл. секунд, а точность определения местоположения – до 20 м.

Интерфейсы информационной шины – CAN2B и SpaceWire, при этом реализованы дополнительные интерфейсы, такие как RS-422/485, SPI и т.д. Шина питания – 12В±10%. Используемая элементная база, основанная на «Commercial Off-The-Shelf» и технологии промышленной электронной компонентной базы, обеспечивает срок активного существования 3-5 лет на орбитах 400- 800 км.

Платформа «ТаблетСат» позволяет интегрировать различные полезные нагрузки и выполнять различные миссии, например:

• дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) в видимом диапазоне разрешением от 1 м;
• ДЗЗ в ИК-диапазоне разрешением от 50 м, температурным разрешением до 1К;
• радарная съёмка разрешением от 3 м;
• научная миссия;
• автоматическая идентификация судов;
• радиосвязь;
• экспериментальные миссии.

Таким образом, разработанная платформа позволяет создавать как отдельные малые КА, так и многофункциональные распределённые спутниковые системы для решения более обширных задач.

Пространственная маршрутизация полёта легкого дрона с учётом действия ветра

Калашников А.И., Моисеев Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В докладе обсуждается предложенная авторами методика априорного построения пространственного маршрута, связывающего поворотные точки, положение которых задано. Такие задачи возникают при пространственном размещении объектов или в тех случаях, когда наземные объекты должны наблюдаться с определенной высоты. Предполагается, что в зоне полета аппарата дует горизонтальный ветер, направление и скорость которого известны.

Специфика рассматриваемой задачи в том, что в качестве критерия целесообразно рассматривать как время полета по маршруту, так и энергозатраты на реализацию маршрута. В [1] были построены маршруты, минимизирующие каждый из критериев по отдельности. В данном докладе задача маршрутизации была рассмотрена как двухкритериальная; она была формализована и решена в рамках предложенной ранее концепции маршрутизации полета легких аппаратов с учетом действия в зоне полета ветра [2]. При этом в качестве решения находилось множество Парето.

Время полета рассчитывалось на основе данных о воздушной скорости аппарата при движении в горизонтальном направлении, а также движении вертикально вниз или вверх. Энергозатраты определялись на основе данных об энергопотреблении при горизонтальном полете, наборе высоты или снижении.

В состав программного обеспечения, реализующего предложенную методику, была включена оригинальная процедура, обеспечивающая нахождение множества Парето. Проведенные расчеты показали, что мощность получаемых множеств Парето, как правило, оказывается небольшой. Это обстоятельство фактически снимает проблему свертки критериев.

Приведены иллюстративные примеры построения множества Парето.

Литература:

1. Арзамасцев А.А. Математические модели для инженерных расчетов летательных аппаратов мультироторного типа. Ч.2. Задачи маршрутизации // Вестник Тамбовского университета. Серия «Естественные и технические науки». Тамбов, 2015. Т. 20. Вып. 2. С. 465 – 468.

2. Моисеев Д.В. Основные положения концепции оптимального планирования маршрутов полета легких беспилотных летательных аппаратов // Научно-технический вестник Поволжья. 2018. № 12. С. 260 – 262.

Эффективность работы алгоритма прогнозирования залежей углеводородов в зависимости от различных типов данных дистанционного зондирования Земли

Ковалев Ф.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Существует множество природоресурсных задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ): поиск рыбы, мониторинг ледовой обстановки, мониторинг экологической обстановки, мониторинг паводковой ситуации и др. Зачастую съёмка интересующих областей – процесс

длительный и дорогостоящий, поэтому для решения этих задач проводится съёмка с многоуровневых средств наблюдения: космический аппарат, летательный аппарат, беспилотный летательный аппарат, различные зонды. На все эти летательные аппараты устанавливается аппаратура для сбора информации.

Активно привлекаются данные ДЗЗ для прогнозирования залежей углеводородов. В работе рассмотрен алгоритм получения карт с контурами предполагаемых месторождений углеводородов по материалам самолетной и спутниковой съёмки. Идея алгоритма состоит в том, чтобы на основе анализа эталонных областей (участков земной поверхности, на которой ведутся поиски УВ) выделить на снимке области с аналогичными характеристиками. Выделенные области и будут выступать в качестве перспективных районов для поиска УВ.

Входными данными для работы алгоритма могут стать любые изображения земной поверхности, которые по пространственному разрешению соответствуют картам в масштабе 1:200000 и крупнее. Поскольку получение самолётных снимков обследуемых территорий достаточно затратное, возникает задача оценки эффективности работы алгоритма прогнозирования залежей углеводородов в зависимости от различных типов данных ДЗЗ.

Обоснование величины аэродинамического качества тяжёлого дистанционно-пилотируемого летательного аппарата

Конюхов И.К., Гусейнов А.Б.
МАИ, г. Москва, Россия

Аэродинамическое качество – показатель аэродинамического совершенства летательного аппарата (ЛА) – не является интегральным критерием оптимальности проектных параметров, таковым можно принять минимум стартовой массы ЛА. Меры повышения аэродинамического качества, с одной стороны, способствуют снижению массы топлива и двигательной установки, а с другой, приводят к росту массы конструкции и оборудования. То есть существуют оптимальные геометрические параметры, обеспечивающие минимум стартовой массы ЛА и соответствующее значение аэродинамического качества.

Переходя к критериям более высокого уровня, например стоимости поражения цели нарядом ЛА с заданной вероятностью, необходимо учитывать связь аэродинамического качества со стоимостью и эффективностью одного ЛА. Изменение стоимости может быть оценено статистически через условную цену одного килограмма конструкции, технологические факторы (например, стоимость обработки поверхности на меньшую высоту неровностей) и стоимость дополнительного оборудования (например, системы управления пограничным слоем). Связь с эффективностью при заданных лётно-технических характеристиках и параметрах внешней среды проявляется через показатели заметности, зависящие от геометрических параметров ЛА.

Необходимо отметить, что значение аэродинамического качества не является единой величиной: максимальное качество Kmax определяет предельные параметры скорости и высоты полёта, взлётное Квзл и посадочное Кпос – условия базирования, функция крейсерского качества по траектории K(t) – массу топлива для полёта на заданную дальность. Эти величины зависят от геометрических параметров по-разному.

В данной работе делается попытка обосновать величину аэродинамического качества применительно к многоцелевому беспилотному летательному аппарату с большой дальностью полёта, выполненному по аэродинамической схеме «летающее крыло». Для данной схемы определено влияние геометрических параметров (удлинения, сужения, стреловидности и относительной толщины профиля крыла), с одной стороны, на аэродинамическое качество, а с другой – на массу конструкции и показатели заметности. Исходя из выведенных зависимостей и статистики по массе оборудования, получены ориентировочные значения аэродинамического качества, при котором взлётная масса рассматриваемого ЛА не будет явно завышенной. Определены массы конструкции, топлива, агрегатов при соответствующем значении аэродинамического качества.

Исследование распределения плотности тока по обводу сферического спутника

Котельников М.В., Хоперсков А.А., Попова Е.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Исследовалось распределение плотности тока компонент плазмы по обводу спутника методами компьютерного моделирования, при этом была выбрана геометрия спутника в виде сферы.

Математическая модель задачи – уравнение Власова для ионов и электронов, уравнение Пуассона для самосогласованного электрического поля, а также система начальных и граничных условий. Поверхность спутника предполагалась идеально каталитической, потенциал спутника – «плавающий». На границе «втекания» функция распределения компонент плазмы предполагалась максвелловской со сдвигом на величину направленной скорости. На границе «втекания» для функции распределения ставились «мягкие» граничные условия. Потенциал на границе расчётной области предполагался равным нулю, что соответствует потенциалу пространства.

Задача решалась методом последовательных итераций по времени. На каждом временном слое для решения уравнения Власова использовался метод характеристик, а уравнение Пуассона решалось численно-аналитическим методом Фурье. Расчёт продолжался до установления стационарного значения тока на поверхность спутника.

Проведена серия расчётов, в которых предметом исследования было распределение плотности тока компонент плазмы по обводу спутника от лобовой до теневой части.

Расчёты показали, что плотность тока электронов по обводу спутника меняется незначительно. Плотность тока ионов имеет максимум в лобовой части спутника и минимум в теневой части. Анализ полученных зависимостей позволил сделать вывод о существовании разности потенциалов между лобовой и теневой частью спутника, в результате которой возникает электрический ток.

Метод управления движением малых космических аппаратов типа CubeSat с использованием надувных тонкопленочных шаров для торможения при орбитальном полете до входа в атмосферу и в верхних её слоях

Кульков В.М., Юн С.У., Фирсюк С.О.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается метод управления торможением малых космических аппаратов (МКА) типа CubeSat с использованием надувных тонкопленочных шаров на участках межорбитального перелета, входа в атмосферу и в верхних ее слоях.

В последнее десятилетие отмечается значительный рост числа запусков космических аппаратов (КА), масса которых не превышает 10 кг, так называемых пико- (до 1 кг) и наноспутников (от 1 до 10 кг). С увеличением количества МКА возникает проблема засорения околоземного космического пространства космическим мусором. Одним их возможных путей решения этой глобальной проблемы могут служить раскрываемые в космосе конструкции, входящие в состав КА, а именно надувные элементы конструкции КА, которые могут выполняться различной формы и размеров. Основное преимущество надувных конструкций – возможность их укладки в компактном объеме и развертывание тормозящей поверхности до значительных размеров в рабочем состоянии.

В МАИ проводятся исследования по созданию в технологии CubeSat с устройством аэродинамического торможения (УАТ) на основе надувных баллонов для увода исчерпавших ресурс КА с орбиты. На базе данной технологии планируется проведение космического эксперимента «Аэрокосмос-МАИ».

Способы применения КА с надувными тормозными устройствами (НТУ) разнообразны. Надувные конструкции можно использовать для управления торможением МКА при доставке полезного груза в заданный район поверхности Земли, что позволит сводить с орбиты космические объекты практически без затрат рабочего тела. Такой подход к решению задачи спуска отработавших свой срок аппаратов с орбиты позволяет обеспечить их управляемый и безопасный спуск в заданный район.

Движение МКА в верхней атмосфере характеризуется наличием тормозящей аэродинамической силы, вызванной свободномолекулярным обтеканием корпуса МКА. Величина тормозящей силы зависит от высоты орбиты МКА и вариаций плотности атмосферы, связанных с солнечной активностью.

Целью работы является разработка оптимальных режимов управления торможением МКА типа CubeSat с использованием надувных тонкопленочных шаров. Проводится баллистический анализ для определения точности входа в атмосферу с учетом уровней солнечной активности и баллистического коэффициента тонкопленочного надувного УАТ.

Перспективы применения технологии 4D-печати для проектирования беспилотных летательных аппаратов

Куприянова Я.А., Парафесь С.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

При конструировании беспилотных летательных аппаратов (БЛА) остро стоит задача уменьшения массы конструкции и сокращения потребления топлива. Одним из решений этой задачи является использование сетчатых подкрепляющих оболочек.

Благодаря быстрому развитию аддитивных технологий все большее число компаний используют возможности трехмерной печати для создания элементов конструкции летательных аппаратов. Одной из проблем широкого применения 3D-печати при проектировании БЛА является ограничение габаритных размеров детали, причем это связано не только с габаритными размерами печатающего устройства, но и с возможным увеличением дефектов при длительном построении.

Технологичным решением может стать использование 4D-печати – особой технологии изготовления предметов, изменяющих свои характеристики с течением времени. При 4D-печати происходит «программирование» материи, и у изделия появляется возможность целенаправленно изменять форму и свойства (плотность, модуль упругости, проводимость, цвет и др.) [л].

Данная работа включает в себя методологию проектирования компактной сетчатой оболочки диаметром 200 мм и высотой 300 мм. В развернутом виде оболочка имеет тот же диаметр при длине 2000 мм. Изменение длины происходит вследствие увеличения углов сетки до заданных значений при воздействии повышенной температуры. Для предотвращения чрезмерного увеличения углов сетки служит ограничительная оснастка, фиксирующая трансформируемую конструкцию в наиболее ответственных зонах: местах установки приборов и другого оборудования. После размещения в трансформируемой оболочке приборов происходит ее установка в несущую оболочку.

Было проведено исследование напряженно-деформированного состояния при растяжении сетчатой оболочки с различными размерами зоны крепления сот и ширины ограничителей с трансформацией до состояния ячейки «квадрат» и «шестиугольник». Сравнение результатов показало возможность снижения ширины ограничителей без потери прочности конструкции. В первом случае ширина зоны крепления сот представляла собой одну грань шестигранной ячейки, во втором случае – удвоенное значение этого размера.

Проектирование проводилось в системе 3D-моделирования SOLID WORKS и SOLID Simulation.

Литература:

«4D-печать: новые материалы, меняющие характеристики и форму». Электронный ресурс https://habr.com/ru/company/asus/blog/403963.

Определение области допустимых значений параметров асимметрии космического аппарата, спускаемого в атмосфере Марса

Куркина Е.В.
Самарский университет, г. Самара, Россия

Обеспечение динамической симметрии и внешней осесимметричной формы является одним из критериев проектирования неуправляемых спускаемых космических аппаратов. На

практике часто возникает малая асимметрия, которая может привести к тому, что колебательные движения оси космического аппарата и вращательное движение космического аппарата вокруг оси симметрии становятся зависимыми и возникают резонансные явления. При длительном сохранении резонансных явлений возможно возникновение существенных возмущений параметров движения космического аппарата: увеличение амплитуды колебаний угла атаки, рост перегрузки, раскрутка аппарата вокруг его продольной оси и другие нежелательные последствия. Ограничение значений угла атаки и угловой скорости является необходимым требованием безопасного спуска космического аппарата.

В работе решается задача нахождения максимальных значений параметров асимметрии, при которых угловая скорость не достигает своих резонансных значений в случае неуправляемого спуска космического аппарата в атмосфере Марса, при условии малой асимметрии. Разработана методика определения области допустимых отклонений параметров асимметрии спускаемого космического аппарата в атмосфере от их номинальных значений. Учитывается влияние главного резонанса. Проведено численное моделирование с применением данной методики по определению области допустимых ограничений параметров смещения центра масс космического аппарата, центробежных моментов инерции и аэродинамических моментов, обусловленных малыми искажениями формы. Представленная методика может быть использована для определения области допустимых отклонений при проектировании космических аппаратов с малой асимметрией формы.

Интегрированные системы жизнеобеспечения экипажей межпланетных космических аппаратов

[1]Курмазенко Э.А., [1]Кочетков А.А., [1]Прошкин В.Ю., [2]Ведищев А.С.
[1]НИИхиммаш, [2]МАИ, г. Москва, Россия

Определяющим фактором осуществления длительных космических миссий, реализующих пилотируемые космические полёты к планетам Солнечной системы, является решение проблем обеспечения жизни и деятельности экипажа в условиях полёта. Это предъявляет определённые требования к интегрированной системе жизнеобеспечения (ИСЖО) экипажа как абиотической части межпланетного пилотируемого космического аппарата, технологическая структура которой является адаптивной, динамической, топологически определённой иерархической структурой, находящейся в состоянии упреждающей целевой готовности, позволяющей гарантировано выполнить программу полёта.

Определяющими факторами для создания ИСЖО для экипажей межпланетного пилотируемого космического аппарата являются:

- программа космической миссии, характеризующая такие параметры, как длительность и задачи проведения космических исследований, необходимая численность экипажа, условия её осуществления;
- тип летательного аппарата и характеристики систем энергообеспечения и обеспечения теплового режима;
- требуемые параметры интерфейсов с бортовыми системами;
- архитектура и технологическая структура ИСЖО.

Приведён разработанный алгоритм проектирования ИСЖО на основе системного подхода для внешнего и внутреннего проектирования. Алгоритм предполагает формирование единого описания сложной системы на основе сопоставительного анализа трёх составляющих:

- информационного описания, содержащего тактико-технические требования к облику системы и являющегося основой для формирования модели эффективности;
- функционального описания, характеризующего состав и действующие связи в системе;
- морфологического описания, являющегося характеристикой закономерностей функционирования системы.

Для принятия решений разработана на основе физически измеримых локальных (качественных и количественных) показателей обобщённая модель эффективности.

Анализ существующих методов ликвидации загрязнения почвы несимметричным диметилгидразином (гептилом)

Мессинева Е.М., Фетисов А.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Протечки одного из компонентов ракетного топлива – несимметричного диметилгидразина (НДМГ), которые могут возникнуть в процессе эксплуатации ракет-носителей (например, при заправках и падениях РН, проливах технологических смывов и др.), негативно влияют на окружающую среду. Наиболее существенной проблемой в этом случае является загрязнение почвенного покрова в районах падения отделяющихся частей ракет. Известно, что в таких районах НДМГ может сохраняться в почве чрезвычайно долго, от нескольких лет до десятилетий, что делает проблему разработки и выбора наиболее эффективных методов очистки от него почвы достаточно актуальной.

На данный момент известно несколько методов очистки почв от загрязнения НДМГ, среди которых можно выделить химические, биологические и физико-химические. Выбор оптимального метода зависит от целого ряда параметров и представляет собой достаточно сложную задачу.

Широко используются химические методы, поскольку для них не нужно изымать загрязненную почву из природной среды. Большая часть химических методов основана на том, что НДМГ обладает выраженными восстановительными свойствами. Поэтому для снижения содержания НДМГ обычно используются различные сильные окислители, такие как кислород воздуха, озон, различные хлорные окислители и др.

Применение в качестве основного окислителя озона не приводит к вторичному загрязнению, но при этом возникают определенные технические сложности, связанные с получением озона.

Хлорные окислители за короткое время снижают концентрацию НДМГ на 99%, при этом чаще всего используются различные хлорсодержащие реагенты, например, препараты на основании гипохлорита кальция.

Многие реакции окисления НДМГ приводят к образованию различных токсичных промежуточных продуктов, и очистка почвы от них может представлять собой самостоятельную техническую задачу.

Анализ различных систем охлаждения для обеспечения заданного температурного режима внешней поверхности высокоскоростного летательного аппарата

Носов Г.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Одним из методов повышения эффективности высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) является снижение вероятности обнаружения средствами противовоздушной обороны (ПВО). Уменьшение вероятности обнаружения ЛА оптико-электронными средствами (ОЭС) систем ПВО может быть обеспечено путём снижения ИК-заметности (температуры) внешней поверхности ЛА. Важным положительным моментом при этом является одновременное обеспечение тепловой защиты отдельных отсеков и аппарата в целом. С другой стороны, размещение на борту ЛА системы охлаждения (СОЖ) ведёт к увеличению массы, размеров и стоимости аппарата. В связи с этим оценка основных характеристик СОЖ, необходимых для обеспечения требуемой (заданной) ИК-малозаметности, является актуальной научно-технической задачей.

В данной работе в качестве систем снижения температуры рассмотрены следующие типы СОЖ:

- Теплоаккумулирующая и радиационная система.
- Внутреннее охлаждение поверхности жидким теплоносителем.
- Тепловая защита плёночным охлаждением.
- Тепловая защита заградительным охлаждением.
- Тепловая защита с подачей охладителя через пористую стенку.

Требуемая температура внешней поверхности аппарата считается заданной исходя из требований ИК-заметности.

В качестве критерия эффективности СОЖ примем минимум массы СОЖ. В работе варианты СОЖ сравниваются по массовому секундному расходу теплопоглотителя, необходимому для обеспечения требуемой температуры стенки.

Для заданной внешней геометрии ЛА и параметров траектории проводится оценка температуры газа в пограничном слое на поверхности ЛА, расчёт параметров теплообмена, расчёт расхода охладителя для рассматриваемых СОЖ. Приведены математические модели расчёта массы охладителя потребной для работы системы как на всей траектории полёта, так и на конечном участке траектории. Даны примеры сравнительного анализа эффективности различных типов СОЖ по потребной массе теплоносителя.

Повышение ресурса узла очистки при регенерации воды из конденсата атмосферной влаги

Павлов А.В., Бобе Л.С., Кочетков А.А., Рыхлов Н.В.
НИИхиммаш, г. Москва, Россия

Модернизация систем регенерации воды для долговременных полётов заключается в увеличении ресурса оборудования и снижении массы доставляемого оборудования.

В эксплуатируемой на борту МКС системе регенерации воды из конденсата атмосферной влаги (СРВ-К) процесс очистки конденсата является двухстадийным. Первоначально происходит каталитическое окисление недиссоциирующей органики в газожидкостной фазе за счёт использования кислорода транспортного воздуха. Данный процесс осуществляется в фильтре-реакторе при атмосферном давлении и температуре окружающей среды. После отделения жидкости от транспортного воздуха проводится вторая стадия очистки – сорбция и каталитическое доокисление оставшейся органики в жидкой фазе за счёт запасённого в катализаторе молекулярного кислорода и дальнейшее удаление продуктов реакции ионообменными смолами в блоке колонок очистки (БКО). Ресурс ионообменных смол по удалению ионообразующих примесей не является лимитирующим, поэтому ресурс БКО ограничивается запасом кислорода в сорбенте-катализаторе.

В АО «НИИхиммаш» проведён ряд экспериментов по сорбционно-каталитическому окислению недиссоциируемой органики на модельном растворе этанола, показывающий, что непосредственная подача окислителя (кислорода воздуха) в слой сорбента-катализатора позволяет в несколько раз увеличить ресурс БКО. Дальнейшие эксперименты по окислению имитатора конденсата атмосферной влаги, который содержит большой перечень органических и неорганических микропримесей, показали, что при аналогичных условиях ресурс сорбента-катализатора снижается. Анализ результатов выявил, что каталитическую активность сорбента ограничивает наличие уксусной кислоты в растворе и лимитирующей стадией процесса является отвод образующейся кислоты в межзерновое пространство слоя, который тем интенсивнее, чем ниже содержание кислоты в жидкости.

Одним из способов снижения влияния этого фактора и повышения ресурса узла сорбционно-каталитической очистки является снижение содержания уксусной кислоты в растворе, подаваемом на очистку. Исследования показали, что в результате предварительного удаления смесью ионообменных смол уксусной кислоты из подаваемого на очистку раствора имитатора конденсата атмосферной влаги, ресурс узла очистки по окислению недиссоциирующей органики увеличивается в 3 раза.

В докладе представлены данные по испытаниям макетов блока колонок очистки и проведён анализ влияния химико-технологических параметров на процесс удаления примесей и увеличение ресурса БКО.

Учёт требований аэроавтоупругости в процессе разработки высокоманевренного беспилотного летательного аппарата

Парафесь С.Г., Туркин И.К.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается подход к совместному проектированию конструкции и системы стабилизации высокоманевренного беспилотного летательного аппарата (БЛА) с учетом требований аэроавтоупругости, важнейшим из которых является недопущение автоколебаний в контуре «упругий БЛА – система автоматического управления (САУ)».

Подход предполагает решение следующих задач:

1) выбор проектных параметров контура стабилизации БЛА; при этом для описания аэроупругих свойств БЛА используется упрощенная передаточная функция БЛА (учитывающая лишь колебания его корпуса);

2) раздельное проектирование подсистем (планер, система стабилизации) традиционными методами с соблюдением требований, сформулированных на первом этапе. Цель этого этапа: получение конструкции планера, рациональной с позиций массового и технологического совершенства, и системы стабилизации, обеспечивающей требуемые динамику и точность отработки команд, а также минимальной по стоимости, габаритным размерам и массе;

3) согласование структуры и параметров проектируемых подсистем БЛА, направленное на выполнение требований аэроавтоупругости (используется разработанная авторами модель исследования устойчивости контура «упругий БЛА-САУ», отражающая специфику рассматриваемых классов высокоманевренных летательных аппаратов).

Требования аэроавтоупругости обеспечиваются:

• рациональным (по отношению к упругой линии корпуса) размещением датчиков САУ;

• выбором средств фильтрации сигналов датчиков САУ, обусловленных упругими колебаниями БЛА;

• выбором соответствующих жесткостных и массово-инерционных характеристик конструкции корпуса, несущих поверхностей и аэродинамических органов управления БЛА;

• согласованием характеристик рулевого привода и конструкции БЛА.

Дается пример учета требований аэроавтоупругости в процессе разработки высокоманевренного БЛА.

Исследование распределения средней скорости частиц газа вдоль струи при эффузии нейтрального раза в вакуумное пространство

Платонов М.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Исследовано распределение средней скорости частиц газа вдоль струи (по оси Y) при эффузии нейтрального газа в вакуумное пространство методами компьютерного моделирования. При этом была выбрана геометрия отверстия в виде удлиненного прямоугольника, что позволило существенно снизить размерность задачи.

Математическая модель задачи – уравнение Власова для нейтрального газа, а также система начальных и граничных условий [1,2]. В области отверстия функция распределения нейтрального газа предполагалась максвелловской. На других границах расчетной области ставились «мягкие» граничные условия.

Задача решалась методом последовательных итераций по времени. На каждом временном слое для решения уравнения Власова использовался метод крупных частиц [1,2]. Расчет продолжался до совпадения тока, истекающего из отверстия, с током через внешнюю границу расчетной области.

Проведена серия расчетов, в которых предметом исследования была указанная зависимость. Выявлено, что в установившейся эффузионной струе средняя скорость частиц газа возрастает вдоль оси струи с ростом координаты Y.

Обнаруженный эффект был дополнительно исследован и получил физическое обоснование. Эффузия газа в вакуумное пространство может возникать при разгерметизации жилых отсеков космических летательных аппаратов в результате различных аварий, браков,

деградации сварных швов, столкновений с метеоритами, частицами космического мусора и т.д., поэтому проведенные исследования актуальны для космической отрасли.

Аппаратно-программный комплекс для измерения аэродинамических характеристик тел различной геометрии в импульсной гиперзвуковой аэродинамической трубе ИТ-1М

Прокопенко Е.А., Шевченко А.В., Яшков С.А.
ВКА им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Россия

Для верификации математических моделей, используемых при моделировании физических явлений, возникающих при движении тела с гиперзвуковой скоростью, широко используются гиперзвуковые импульсные трубы, в которых реализуются скорости потока при больших числах Маха в лабораторных условиях. При проведении экспериментальных исследований одной из важных задач является определение аэродинамических сил, действующих на модель, а также параметров набегающего потока.

В докладе приведено описание разработанного сотрудниками ВКА имени А.Ф. Можайского аппаратно-программного комплекса, используемого в составе гиперзвуковой импульсной трубы ИТ-1М, предназначенного для определения аэродинамических сил, действующих на модель, и параметров набегающего потока. Комплекс состоит из аэродинамических весов с внемодельным расположением чувствительных элементов, аналого-цифровой измерительной аппаратуры, датчиков давления и программного обеспечения. Основной задачей комплекса является измерение компонент лобовой, подъемной силы и аэродинамического момента исследуемых моделей, а также регистрация параметров давления в элементах гиперзвуковой импульсной трубы (разрядная и вакуумная камера, поверхность моделей и др.).

К числу сложностей регистрации измерения компонент лобовой, подъемной силы и аэродинамического момента относится длительность квазистационарного процесса обтекания модели гиперзвуковым потоком, составляющая порядка 45 мс, число Маха при этом достигает 16-18 [1,2].

Данный аппаратно-программный комплекс позволяет производить измерения компонент лобовой, подъемной силы и аэродинамического момента тел различной геометрии на квазистационарном режиме обтекания модели гиперзвуковым потоком при проведении экспериментальных исследований на импульсной трубе ИТ-1М.

Представленные результаты получены в рамках программы научных исследований по гранту Президента Российской Федерации МК-654.2019.8.

Литература:

1. Прокопенко Е.А., Шевченко А.В., Яшков С.А. Экспериментальная установка на основе импульсной аэродинамической трубы для определения газодинамических параметров потока вблизи гиперзвуковых летательных аппаратов. // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. СПб. Вып. № 655. 2016.

2. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента: Учебник. Ч.2: Методы и средства аэрофизических измерений. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2007.

Параметры и прогноз технического состояния при эксплуатации регенерационных систем жизнеобеспечения экипажей долговременных космических станций

Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А.
НИИхиммаш, г. Москва, Россия

Регенерационные системы жизнеобеспечения (РСЖО) экипажей долговременных космических станций основаны на физико-химических процессах переработки продуктов жизнедеятельности человека. Единичность изделий РСЖО при их длительной работе на борту, вместе с замкнутостью и ограниченностью объёма гермоотсека (любая нештатная ситуация – потенциальная угроза экипажу и всей станции), ставят задачу прогноза технического состояния (ПТС) РСЖО на основе получаемых данных о параметрах системы.

На параметры РСЖО оказывают воздействие:

• процессы внутри РСЖО;

• внешние, по отношению к РСЖО, факторы (взаимосвязанные системы, входные продукты, окружающая среда, экипаж и др.).

Типы отклика параметра системы (ПС) на воздействие определённой интенсивности:

• стабильность ПС;

• плавное изменение ПС; скорость изменения ПС постоянная или переменная (с плавным или резким изменением скорости);

• резкое изменение ПС.

Переход от одного типа отклика к другому – критическая точка воздействия на ПС.

Для РСЖО прогноз технического состояния по изменению совокупности ПС связан с неопределенностью ПС (НПС), являющейся отношением погрешности измерения ПС к допустимому (штатному) диапазону ПС.

Подходы к ПТС при работе РСЖО:

1. Прямой ПТС по изменению ПС, при контроле аналоговым (измеряющим) датчиком (НПС<<1).

2. Ограниченный ПТС по анализу выхода ПС за штатный диапазон, при контроле дискретным (пороговым) датчиком (НПС=1).

3. Косвенный ПТС по другим ПС, при отсутствии контроля данного параметра (НПС>1 вынужденно заменяется НПС=1). Сюда также относится и имеющееся качество изготовления РСЖО.

4. ПТС по аналогии с другими изделиями данной РСЖО (с использованием базы данных при ее наличии).

5. Экспертные оценки.

В подходах к ПТС от 1 к 5 возрастает его неопределенность, требуется более высокая квалификация специалистов и больший опыт по системе. Автоматическая обработка данных и снижение потерь времени при передаче и анализе информации, так же, как наличие дополнительных исследований и моделирование РСЖО, повышает оперативность и точность ПТС.

ПТС при эксплуатации РСЖО:

• прогнозирование должно проводиться с позиций системного подхода, конкретную РСЖО необходимо рассматривать в совокупности всех ее прямых и косвенных взаимосвязей;

• ПТС должен быть обязательной частью системы сопровождения эксплуатации, особенно прогноз потенциальных нештатных ситуаций;

• прогноз должен закладываться на стадии проектирования или модернизации.

Транспортная космическая система

Садыков О.Ф., Борисов М.В., Загидуллин Р.С.
РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия

Транспортная космическая система (ТСК) обеспечивает запланированную и оперативную транспортировку полезной нагрузки в космическом пространстве с помощью орбитальных средств многократного применения.

Перечень целевых задач, решаемых с помощью ТКС:

• транспортировка (запланированная и оперативная) космонавтов в космическом пространстве;

• экстренная эвакуация космонавтов из зоны бедствия в космическом пространстве;

• транспортировка (запланированная и оперативная) полезной нагрузки в космическом пространстве;

• сбор, хранение и передача целевой, координатно-временной и телеметрической информации в навигационно-информационные центры;

• мониторинг (наблюдение и сканирование) заданного участка космического пространства, обнаружение, сопровождение, захват и транспортировка на пункты сбора космических средств и аппаратов с нефункционирующим бортовым комплексом управления.

Схема деления ТКС на составные части следующая:

• специальный комплекс управления космической системы;

• космический комплекс обслуживания;
• космический комплекс транспортировки.

Специальный комплекс управления космической системы предназначен для комплексного управления функционированием составных частей ТКС, обеспечивающих решение целевых задач данной системы.

Космический комплекс обслуживания представляет собой совокупность функционально взаимосвязанных технических средств, предназначенный для создания условий и/или реализации функций, обеспечивающих долговременное функционирование орбитальных средств ТКС в условиях космического пространства.

Космический комплекс транспортировки обеспечивает решение задачи межорбитальной перевозки полезной нагрузки с помощью совокупности различных транспортных орбитальных средств, которые функционально объединены в орбитальные группировки. Транспортное орбитальное средство – автоматическое космическое средство многократного применения, предназначенное для перевозки полезной нагрузки в космическом пространстве в соответствии с программой полёта.

Перенос исполнения функций РБ/БВ на многоразовые орбитальные средства космического комплекса транспортировки обеспечит уменьшение общей массы полезного груза, что, в свою очередь, позволит либо увеличить массу полезной нагрузки (совместный, тандемный запуски), либо применить ракету-носитель меньшей грузоподъёмности.

Разработка и изготовление составных частей ТКС будет проводиться с помощью модернизации современных программно-технических средств в ракетно-космической отрасли.

Оценка влияния гидродинамики на массообмен в обратноосмотическом аппарате системы регенерации санитарно-гигиенической воды космической станции

[1]Сальников Н.А., [1]Бобе Л.С., [2]Федосеев Г.А.
[1]НИИхиммаш, [2]МАИ, г. Москва, Россия

При реализации длительных пилотируемых экспедиций и организации планетных баз в условиях отсутствия доставок грузов необходимо решить задачу санитарно-гигиенического обеспечения экипажа. Предполагается проводить водные процедуры с помощью специальных средств санитарно-гигиенического обеспечения с последующей очисткой загрязненной воды. Ранее проведенные исследования подтвердили перспективность использования низконапорного обратного осмоса для регенерации санитарно-гигиенической воды при использовании общепринятых моющих средств.

Движущей силой процесса обратноосмотической очистки является перепад эффективного давления на мембране. Эффективное давление определяется как разность общего и осмотического давления в растворе. При проходе воды через селективную мембрану у поверхности мембраны повышается концентрация (концентрационная поляризация) задерживаемых растворенных веществ. Повышение концентрации ведёт к увеличению осмотического и, соответственно, к уменьшению эффективного давления. Растворенные вещества отводятся в поток за счёт молекулярно-конвективной диффузии, особенности которой для процесса обратного осмоса рассмотрены в докладе авторов на 17-й конференции «Авиация и космонавтика» в МАИ.

В настоящем исследовании изучалось влияние скорости потока при ламинарном течении в рулонном аппарате с турбулизирующими разделительными сетками на диффузионное сопротивление массопереносу. Повышение скорости циркуляции жидкости в обратноосмотическом аппарате от 0,06 м/с до 0,24 м/с, соответствующей числам Рейнольдса от 85 до 300, увеличивает производительность аппарата. Рост производительности вызывается повышением среднего значения рабочего давления в аппарате за счёт гидравлического сопротивления и за счёт интенсификации диффузионного отвода растворенных компонентов от поверхности мембраны. Влияние поперечного потока массы на процесс диффузии оценивалось с учётом фактора отсоса. Наблюдалось также снижение диффузионного

сопротивления и возрастание удельной производительности (до 20% по сравнению с начальной) при повышении скорости циркуляции.

В докладе приведены результаты экспериментального исследования влияния гидродинамического режима работы обратноосмотического аппарата на его производительность, предложен способ расчёта конвективно-диффузионного массообмена при концентрационной поляризации.

Переход на матрично-блочную компоновочную схему в перспективных наноспутниковых платформах CubeSat 6U

Свинарева А.М., Елисеев А.Н., Устюгов Е.В.
СПУТНИКС, г. Москва, Россия

В компании «СПУТНИКС» используется классическая для наноспутников формата CubeSat компоновочная схема, а именно горизонтальная компоновка с соединением печатных плат через разъём PC104 и подключением периферийных элементов, таких как солнечные панели, антенные системы, контакты отделения, сервисные панели и т.д. посредством отдельных кабелей к различным бортовым системам основного стека. В классической схеме компоновки имеется ряд недостатков, которые можно устранить, используя предлагаемую схему. Блоки бортовой аппаратуры не позволяют обеспечить высокую плотность компоновки, т.к. минимальное расстояние между бортовыми системами ограничено высотой соединительного коннектора. Классическая схема компоновки имеет большую массу бортовой кабельной сети, и её облегчение является важной задачей при проектировании аппарата. Схема на базе разъема PC104 не позволяет заменять бортовую аппаратуру без полной разборки спутника, для которой необходима дополнительная оснастка.

Предлагаемое матрично-блочное расположение обеспечило размещение большего количества печатных плат в выделенном объёме. Такая компоновочная схема представляет собой материнскую плату с матрицей из разъемов под установку блоков бортовой аппаратуры, при этом цоколевка этих разъемов идентична, что позволяет устанавливать бортовую аппаратуру в произвольном порядке и иметь доступ ко всем информационным и силовым шинам с каждого устройства при необходимости. Основные преимущества предлагаемой компоновочной схемы: обеспечение более плотной компоновки (до 1.5 раз) в сравнении с классическими решениями, уменьшение бортовой кабельной сети, возможность замены бортовой аппаратуры без полной разборки спутника, возможность доступа и контроля всех информационных и силовых шин в составе изделия, простая масштабируемость систем.

Рассматриваемая компоновочная схема упрощает процесс резервирования бортовых систем. Если раньше приходилось дублировать системы, пропорционально увеличивая число кабелей, то при использовании матрично-блочной схемы бортовая аппаратура устанавливается в имеющиеся разъемы, сокращаются масса и сложность аппарата.

Оптимальный межорбитальный перелет космического аппарата с двигателем ограниченного ускорения с учетом возмущений от второй зональной гармоники

Сое П.Т.
МАИ, г. Москва, Россия

Разработана математическая модель движения космического аппарата (КА) в центральном гравитационном поле Земли с учётом возмущений от второй зональной гармоники, и поставлена задача оптимизации межорбитального перелёта КА с двигателем ограниченного ускорения с использованием принципа максимума Понтрягина. В рамках рассматриваемой математической модели реактивное ускорение принимается постоянным. Такая математическая модель применима для моделирования траекторий КА с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) в случае малого расхода рабочего тела в процессе перелёта.

Рассматривается задача выбора оптимального управления, обеспечивающего минимум затрат характеристической скорости на перелёт за заданное время между двумя заданными точками в фазовом пространстве. С помощью принципа максимума Понтрягина задача оптимального управления была сведена к двухточечной краевой задаче для системы

обыкновенных дифференциальных уравнений. Для решения этой краевой задачи требуется найти начальные условия для сопряженных переменных к векторам положения и скорости КА, при которых удовлетворяются заданные конечные условия.

Для решения краевой задачи используется двухстадийный метод. Сначала решается задача оптимизации траектории КА с идеально-регулируемым двигателем с использованием метода продолжения по гравитационному параметру. В рамках рассматриваемой задачи оптимизации траектории КА с идеально-регулируемым двигателем потребляемая электрическая мощность ЭРДУ считается постоянной, а программы изменения ускорения и удельного импульса выбираются, в рамках этого ограничения, оптимальными для обеспечения минимальных затрат рабочего тела ЭРДУ. Полученные в результате оптимизации траектории КА с идеально-регулируемым двигателем начальные значения сопряженных переменных используются в качестве начального приближения на второй стадии, которая реализует численное продолжение оптимальной траектории КА с идеально-регулируемым двигателем в оптимальную траекторию КА с ЭРДУ со ступенчатым изменением ускорения.

Разработана программа для решения рассматриваемой краевой задачи, проведены тестовые расчеты, приводится рассчитанные примеры оптимальных траекторий и зависимостей оптимального значения реактивного ускорения и оптимальных углов ориентации вектора реактивного ускорения от времени.

Методика оценки быстродействия и точности гидроприводов подвижных пусковых установок перспективного мобильного ракетного комплекса с применением гидравлических машин на базе шарниров равных угловых скоростей

[1]Соколов М.Н., [2]Сова А.Н.
[1]ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха, Россия
[2]МАДИ, г. Москва, Россия

Цель исследования – улучшение быстродействия, плавности и точности движения выходных звеньев гидропривода подвижной пусковой установки перспективного мобильного ракетного комплекса с применением гидравлических машин на базе шарниров равных угловых скоростей.

Анализ современного состояния гидроприводов подвижных пусковых установок перспективных мобильных ракетных комплексов с применением аксиально-поршневых гидравлических машин показал, что более целесообразно создавать гидроприводы с применением гидравлических машин на базе шарниров равных угловых скоростей. Научные результаты, полученные в ходе теоретических и экспериментальных исследований, позволили обосновать новые технические решения и улучшить показатели быстродействия и точности работы выходных звеньев гидропривода, повысить коэффициент полезного действия и диапазон регулирования гидравлических машин.

На основании новых научных результатов разработана методика оценки быстродействия и точности гидроприводов подвижных пусковых установок перспективных мобильных ракетных комплексов с применением гидравлических машин на базе шарниров равных угловых скоростей. Эта методика, в отличие от известных, учитывает влияние на быстродействие и точность работы выходных звеньев гидропривода подвижной пусковой установки перспективного мобильного ракетного комплекса параметров и характеристик гидравлических машин на базе шарниров равных угловых скоростей.

Обоснованы и разработаны новые результаты экспериментальных исследований аксиально-поршневых гидравлических машин на базе шарниров равных угловых скоростей, в том числе физические модели аксиально-поршневых гидравлических машин на базе шарнира равных угловых скоростей и стенд для проведения экспериментальных исследований.

Результаты теоретических и экспериментальных исследований показали, что применение гидравлических машин на базе шарниров равных угловых скоростей в гидроприводе подвижной пусковой установки перспективного мобильного ракетного комплекса позволяет значительно улучшить показатели быстродействия и точности работы выходных звеньев гидропривода на основе повышения КПД и диапазона регулирования (на 50%)

гидравлических машин и, как следствие, существенно повысить коэффициент готовности подвижной пусковой установки к применению по назначению на основе увеличения срока службы, улучшения показателей надёжности, энергоёмкости и металлоемкости аксиально-поршневых гидравлических машин.

Модернизированный механизм подъема перспективного агрегата ТУА РК на базе телескопических гидроцилиндров с применением систем обеспечения синфазности выдвижения их штоков

Спица А.В.
МАДИ, г. Москва, Россия

В ракетных комплексах (РК) стратегического назначения используются транспортно-установочные агрегаты (ТУА) на базе телескопических гидроцилиндров для установки/извлечения изделия в (из) сооружения. Применение системы обеспечения синфазности выдвижения штоков гидроцилиндров в модернизированном механизме подъема ТУА повышает безопасность ТУА при работе с изделием.

Объектом исследования является механизм подъема ТУА агрегата на базе телескопических гидроцилиндров.

Цель работы – определение критической величины максимально возможного рассогласования гидроцилиндров механизма подъема стрелы ТУА, создание конструктивно-компоновочной схемы модернизированного механизма подъема ТУА РК на базе телескопических гидроцилинидров с применением систем обеспечения синфазности выдвижения/убирания их штоков.

Проведен расчет напряженно-деформированного состояния элементов конструкции ТУА при подъёме стрелы агрегата в системе инженерного анализа MSC.PATRAN и MSC.NASTRAN. Получено, что величина максимально-возможного рассогласования составляет 350-400 мм, дальнейшее рассогласование ведет к разрушению агрегата.

В качестве исполнительного элемента системы перед каждым гидроцилиндром установлены регулируемые пропорциональные дроссели, которые в случае рассогласования регулируют расход жидкости. При синтезе системы синхронизации учитывались значения деформаций; безопасная разница хода штоков гидроцилиндров составляет 100 мм.

В результате выполненных исследований можно сделать следующие основные выводы:

1) предложенная конструктивно-компоновочная схема модернизированного механизма подъема перспективного агрегата ТУА РК на базе телескопических гидроцилиндров с применением систем обеспечения синфазности выдвижения/убирания их штоков позволяет: обеспечить высокоточное синфазное выдвижения/убирание штоков телескопических гидроцилиндров; исключить разноход, превышающий 400 мм, и как следствие повысить безопасность ТУА РК при выполнении работ по установке (извлечению) изделия в (из) сооружения;

2) создание стенда и проведение статических и динамических испытаний телескопических гидроцилиндров с применением предложенной конструктивно-компоновочной схемы синфазности даст возможность получить экспериментальные значения точности синхронизации.

Оптимизация траектории перелета КА между околоземной и окололунной круговыми орбитами

Тант А.М.
МАИ, г. Москва, Россия

В качестве выбираемого параметра рассматривается точка старта КА с описываемой орбиты; эта точка фиксируется аргументом широты на орбите. Первый импульс скорости рассматривается чисто разгонным, второй импульс скорости сообщается КА при переходе его на низкую круговую окололунную орбиту с заданной высотой и наклонением по отношению к лунному экватору. Траектория космического аппарата рассчитывается с учетом гравитационного влияния Земли, Луны и Солнца. При этом учитывается вторая зональная

гармоника гравитационного потенциала Земли. Выбираемые параметры оптимизируемой схемы перелета: долгота восходящего узла начальной геоцентрической орбиты, аргумент широты точки старта с этой орбиты, время перелета, величина первого импульса скорости.

В работе анализируются две различные постановки, отличающиеся набором конечных граничных условий. В первой постановке рассматриваемая транспортная задача формулируется с учетом выполнения трех граничных условий:

• Угол между селеноцентрическим радиус-вектором КА rf и вектором его селеноцентрической скорости Vf в конечной точке траектории перелета должен быть равен 90 градусов.

• Отмеченные векторы rf и Vf должны обеспечивать движение КА в плоскости с заданным наклонением окололунной орбиты.

• Высота КА над поверхностью Луны в конечной точке траектории перелета должна быть равна заданной высоте окололунной орбиты.

При второй постановке транспортная задача формулируется так, что в конечной точке траектории перелета фиксируется только высота КА над поверхностью Луны. В этом случае второй импульс скорости (он не чисто тормозной, как в первой постановке) должен обеспечить перевод КА на круговую окололунную орбиту с заданным наклонением к плоскости лунного экватора.

В обеих постановках задача формулируется как задача на условный минимум функции четырех переменных, критерий оптимизации – величина второго импульса скорости. Проводится сравнение эффективности рассматриваемых постановок. Для оптимизации используется метод проекции градиента.

Предложения по разработке космического аппарата для полета к Юпитеру

Тузиков С.А., Шереметова М.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Исследование планет-гигантов, в первую очередь Юпитера и его многочисленных спутников, имеет важное значение для изучения механизма формирования и развития Солнечной системы. Гигантская газовая планета Юпитер и его спутники известны давно, изучаются научными методами в течение многих лет. К числу эффективных методов проведения исследований относятся разработка и использование целевого научно-исследовательского космического аппарата (КА) на околокруговой или эллиптической орбите около Юпитера.

Цель представленной работы – разработка предложений по возможному проектному облику научно-исследовательского КА для его размещения на орбите искусственного спутника Юпитера.

Были рассмотрены задачи определения структуры КА рассматриваемого типа и варианты его возможных конструктивно-компоновочных схем. Проанализирован состав бортовых систем целевого КА с учетом возможных особенностей эксплуатации в окрестности планеты Юпитер.

Для выведения КА на межпланетную траекторию рассматривался вариант использования ракеты-носителя «Ангара» тяжелого класса с соответствующими габаритно-массовыми ограничениями для выводимой полезной нагрузки.

Для расширения функциональных научно-исследовательских возможностей целевого КА были предложены:

1. Варианты развертывания на рабочей околокруговой орбите в окрестности Юпитера связанной полиспутниковой системы в составе базового КА и привязного малого исследовательского тросового модуля.

2. Возможности использования семейства малых исследовательских тросовых модулей.

3. Возможности обеспечения безрасходных методов развертывания и свертывания рассматриваемой связанной полиспутниковой системы.

Наноспутниковая платформа «ОрбиКрафт-Про» и возможности её использования

Устюгов Е.В., Жарких Р.Н., Иваненко В.В., Свинарева А.М.
СПУТНИКС, г. Москва, Россия

Компанией «СПУТНИКС» была разработана наноспутниковая платформа «ОрбиКрафт-Про», которая позволяет создавать спутники формата Кубсат. За счет использования стандартизированных подсистем электроники COTS (Commercial Off-The-Shelf — «готовые к использованию») и готовых программных библиотек, а также обучающих материалов можно разрабатывать наноспутники на базе платформы «ОрбиКрафт-Про», затрачивая меньше усилий, времени и денег. Благодаря такому решению специалисты, а также учащиеся школ и университетов могут сконцентрироваться на создании полезной нагрузки и планировании полета вместо конструирования нового космического аппарата для каждой миссии.

Решение «ОрбиКрафт-Про» сохраняет преемственность архитектур и технологий больших космических аппаратов. Разработанные программное обеспечение, бортовые системы, архитектура, идентичные большим КА, позволяют сократить издержки при разработке и упростить для заказчика переход на использование более крупных КА.

Комплект «ОрбиКрафт-Про» состоит из набора электронных компонент и конструктивных элементов для сборки малых космических аппаратов формата Кубсат.

В комплекте имеется набор печатных плат, соединяемых через разъемы PC/104, а также кабели, солнечные батареи и элементы электропитания. Каждая плата реализует подсистемы аппарата. Наноспутник может масштабироваться, и возможна его реализация в различных форм-факторах: базовый 1U и увеличенный 3U. Для Кубсата размера 3U может применяться дополнительная система управления ориентацией и стабилизацией. В качестве бортового компьютера используется одноплатный компьютер Raspberry-Pi.

В комплекте с «ОрбиКрафт-Про» поставляется набор разработчика Development Kit со всеми необходимыми электрическими, механическими и информационными интерфейсами, что позволяет разработчикам ПН использовать проверенные схемы и ускоряет процесс разработки. Интерфейс программирования SPUTNIX CubeSat API, входящий в состав Development Kit, упрощает интеграцию полезной нагрузки в составе аппаратуры спутника и планирование полета.

Регулирование контурной тепловой трубы и её применение в системе обеспечения теплового режима космических аппаратов

Холяков А.Е., Антонов В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Обеспечение теплового режима космических аппаратов (КА) является сложной теплотехнической задачей. Системы обеспечения теплового режима (СОТР) современных автоматических станций все шире применяют контурные тепловые трубы (КТТ).

Контурную тепловую трубу следует рассматривать как удачное решение отвода тепла с борта КА. Такое техническое решение позволяет при небольшой массе одной КТТ отводить тепловые потоки до 1500 Вт.

Важной задачей проектирования КТТ является регулирование ее производительности. Для этих целей в НПО им. С.А. Лавочкина был разработан регулятор давления, который позволяет направлять поток рабочего тела КТТ либо по основной магистрали через радиационный теплообменник, либо по байпасу. В последнем случае рабочее тело из испарителя по байпасу сразу перенаправляется в компенсационную полость.

Сложная конструкция механически подвижных частей регулятора давления КТТ и технологические трудности изготовления его отдельных элементов создают предпосылки к возможности заклинивания регулятора во время работы. Проблема с заклиниванием решается сегодня путём технологической наработки на ресурс каждого регулятора в объёме 3500 циклов.

Был проведен анализ возможных причин заклинивания регулятора давления. Выявлено, что заклинивание возможно из-за повышенного трения между штоком и корпусом регулятора, а

также из-за недостатков технологического процесса изготовления регулятора, связанных с электроэрозионной обработкой деталей.

Комплекс мер для повышения точности и надёжности регулятора давления и уменьшения объёма наземной отработки предусматривает: во-первых, использование в конструкции шарнира Гука (в этом случае условие соосности штока и клапана перестаёт быть жестким). Во-вторых, увеличение твердости клапана в паре трения корпус-клапан, что существенно повышает плавность хода клапана в корпусе. В-третьих, замену электроэрозионной обработки клапана и корпуса механической обработкой.

На основе сделанных замечаний был изготовлен новый образец регулятора давления. В настоящее время он подготовлен к проведению испытаний. При успешном проведении ресурсных и тепловакуумных испытаний планируется данным регулятором комплектовать все КТТ для СОТР КА.

Метод расчета возмущенной траектории одноимпульсного перелета на гало-орбиту в окрестности точки L2 системы Солнце-Земля

Чжоу Жуи
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача расчета одноимпульсного перелета космического аппарата (КА) между круговой околоземной орбитой и гало-орбитой в окрестности точки L2 системы Солнце-Земля. Высота и наклонение околоземной орбиты считаются заданными. Используется математическая модель ограниченной задачи четырех тел, учитывающая на всех участках движения КА вторую зональную гармонику гравитационного потенциала Земли. Время выхода КА на конечную гало-орбиту считается заданным. Неизвестными параметрами задачи, которые требуется найти для вычисления траектории перелета, являются время перелета, амплитуда гало-орбиты и угол положения КА на гало-орбите.

Задача вычисления траектории перелета сводится к краевой задаче с тремя неизвестными параметрами (время перелета, амплитуда гало-орбиты и угол положения на гало-орбите) для системы дифференциальных уравнений возмущенного движения КА. Необходимо найти такие значения неизвестных параметров краевой задачи, чтобы в начальный момент времени удовлетворялись три начальных условия: геоцентрическое удаление КА равно заданному радиусу начальный геоцентрической орбиты, вектор геоцентрической скорости КА ортогонален вектору геоцентрического положения КА и наклонение околоземной орбиты на заданный угол.

Для решения краевой задачи уравнения возмущенного движения интегрируются в обратном направлении по времени. Конечные условия для системы дифференциальных уравнений возмущенного движения КА вычисляются с помощью приближенного решения третьего порядка Ричардсона для ограниченной круговой задачи трех тел.

С использованием этого начального приближения решается краевая задача для возмущенного движения КА. Для вычисления возмущенной траектории перелета используется численное интегрирование уравнений возмущенного движения КА по времени перелета, а для решения краевой задачи – метод продолжения по параметру. Используемый метод основан на ньютоновской гомотопии между решениями невозмущенной и возмущенной краевых задач. Вектор зависимых переменных внешней задачи Коши при конечном значении параметра продолжения является решением рассматриваемой краевой задачи.

Разработанный метод реализован в виде программного обеспечения. В результате решения серии краевых задач с помощью этого программного обеспечения получены оптимальные значения этих параметров и соответствующие траектории.

Система быстрого увода наноспутников Cubesat с низких околоземных орбит

Юдин А.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Проблема космического мусора с каждым годом становится все более актуальной. Космический мусор определяется как все находящиеся на околоземной орбите или возвращающиеся в атмосферу антропогенные объекты, включая их фрагменты и элементы, которые являются нефункциональными.

Межагентским координационным комитетом по космическому мусору (МККМ) был разработан свод принципов предупреждения образования космического мусора. Согласно принципу 6 «Ограничение длительного существования космических аппаратов и орбитальных ступеней ракет-носителей в районе низкой околоземной орбиты (НОО) после завершения их программы полета» космические аппараты и орбитальные ступени ракет-носителей, завершившие свои полетные операции на орбитах, проходящие через район НОО, должны быть уведены с орбиты контролируемым образом.

Особенно актуальна проблема техногенного засорения для нано- и микроспутников. Число выводимых на околоземные орбиты КА массой менее 10 кг растет лавинообразно. Типичный пример таких аппаратов – наноспутники Cubesat. Около 500 запусков наноспутников Cubesat прогнозируется ежегодно.

Основной целью работы является разработка технологий «деорбитинга» – увода исчерпавших ресурс малых КА с орбиты. На примере наноспутников Cubesat было разработано устройство увода с околоземных орбит. Методом увода было выбрано торможение объектов под действием аэродинамических сил со стороны набегающего газового потока, исходя из сравнительно невысокой сложности конструкции и низкой стоимости. Форм-фактор устройства аэродинамического торможения – стандартный модуль Cubesat объемом 1U.

Для эффективности технологий деорбитинга малых КА необходимо сформировать концепцию стратегии России в области мониторинга и борьбы с космическим мусором, которая будет предусмотреть обязательство оснащать наноспутники системой увода с орбиты после окончания срока эксплуатации или выхода из строя.

6. Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение

Разработка концепта создания межотраслевой VAMR-лаборатории на базе МАИ

Ахметова Е.Р., Данилевский А.А., Пашков В.С., Гуськов М.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Индустрия виртуальной реальности стремительно развивается, в различных отраслях промышленности все чаще формируются вызовы в области VR-технологий, а специалисты, способные решать их, востребованы не только в промышленности, но и в обороне, индустрии видеоигр, образовании, здравоохранении. По прогнозам специалистов, к 2020 году компании по производству VR-контента будут получать более 50% от общего дохода в индустрии.

Технологии, моделирующие различные технические или конструкторские процессы, находятся на острие исследований в этой области. VR-технологии являются, пожалуй, наиболее динамично развивающимся направлением IT, позволяющие не только численно моделировать процессы, но и давать их наглядное представление, а также интерактивно взаимодействовать с проектируемым объектом, независимо от его природы.

Среди VR-технологий существует решение, одинаково подходящее как для инженерного дела, так и для сферы образования – лаборатория виртуальной реальности – уникальный формат для работы и обучения.

VR-лаборатория, сопряженная с VR-классом, представляет собой набор оборудованных рабочих мест со специализированным ПО и подготовленным персоналом, включающая в себя такие направления, как VR (Virtual Reality Виртуальная реальность), AR (Aughmentation Reality – Дополненная реальность), разработка проектов и ПО, обучение и повышение квалификации в области VR-технологий.

Московскому Авиационному Институту (МАИ), Объединенной Авиастроительной Корпорации (ОАК) и Объединённой Двигателестроительной Корпорации (ОДК) для повышения эффективности работы в условиях растущей конкуренции с постоянной оптимизацией процессов работы необходима более современная система, способная не только отвечать новым требованиям, но и обеспечивать быструю адаптацию к новым процессам с низкой стоимостью изменений.

Прототипом разрабатываемого концепта послужила профильная лаборатория корпорации «Локхид Мартин».

Литература:

1. Илья Вигер. Виртуальная реальность в промышленности // Control Engineering. 2016 Октябрь.

2. Kendall Russell. Lockheed Martin on Cutting Costs with Virtual Reality // Via Satellite. 20.04.2017.

3. Бутов Р.А., Григорьев И.С. Технологии виртуальной и дополненной реальности для образования // Про ДОД. 24.04.2018.

Разработка модели двухканального адаптивного авиационного катапультного устройства и её верификация

Беклемищев Ф.С., Алексеенков А.С., Тихонов К.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Разработка принципиально новых «управляемых» (адаптивных) авиационных катапультных устройств (ААКУ) требует проведения большого объема дорогостоящих экспериментальных исследований и опытных работ. Основной задачей устройств такого типа является обеспечение безопасного отделения авиационных управляемых ракет (АУР) от самолёта-носителя (СН) с учётом кратковременности самого процесса пуска, большого разброса аэродинамических и инерционных нагрузок. Данные особенности выводят на первый план инструменты математического моделирования процесса катапультирования

АУР и проведение полномасштабного численного эксперимента с применением возможностей компьютерной техники.

С помощью математических моделей и средств имитационного моделирования возможно проведение широкого спектра исследований по анализу влияния различных факторов на процесс пуска АУР и функционирования ААКУ, в том числе анализ возможных нештатных ситуаций.

При моделировании сложных систем широкое распространение получают интегрированные информационные технологии, которые включают в себя как расчётные модули, так и визуальную интерпретацию полученных результатов. Применение таких технологий позволяет получить информацию об исследуемом процессе не только в числовом и графическом виде, но и в режиме виртуальной реальности. Это позволяет повысить наглядность и информативность исследований и имеет особое значение, когда речь заходит о быстропротекающих процессах. В этой связи разработка комплексной математической модели ААКУ и применение инструментов визуализации компьютерного моделирования является актуальной и практической задачей.

Рассматривается разработка математической модели двухканального ААКУ с включением средств визуализации: системы автоматизированного проектирования (САПР) и программного комплекса (ПК) динамического анализа, в которых определяются массово-инерционные и геометрические параметры устройства и полезных нагрузок, учитываются аэродинамические характеристики АУР. Для построения математической модели используется среда динамического моделирования SimInTech, в которой реализована исполнительная часть ААКУ с системой управления, для визуализации – САПР SolidWorks и ПК Euler. С помощью данных средств реализована упрощенная конструкция ААКУ, динамическая модель системы «ААКУ – АУР» с учётом параметров атмосферы.

На основании полученных результатов моделирования подготовлены материалы для проведения дальнейшей верификации на экспериментальном стенде.

Сравнительный анализ электромеханических приводов с различными типами шарико-винтовых передач

Большаков В.В., Борисов М.В., Самсонович С.Л.
МАИ, г. Москва, Россия

В последние годы наблюдается тенденция внедрения электромеханических приводов (ЭМП) в приводные системы летательных аппаратов (ЛА), в том числе ЭМП с шарико-винтовой передачей (ШВП) с целью уменьшения массы и стоимости обслуживания системы управления. Одним из сдерживающих факторов в этом вопросе является теоретическая возможность заклинивания ШВП несмотря на то, что в специализированной технической литературе такие случаи не описаны.

В ответственных приводах применяются специальные конструктивные меры для исключения возможности заклинивания. Повышение надёжности в основном достигается за счёт использования дополнительных резервных устройств, например винт с несколькими гайками, которые приводятся в действие отдельными двигателями, или двойной шариковый винт с одним электродвигателем и дифференциальным механизмом.

Использование вышеописанных устройств усложняет конструкцию, увеличивает габариты и стоимость привода.

Учитывая, что заклинивание в ШВП может быть вызвано деформацией профилей винта, гайки или замятием шариков во время рециркуляции шариков по замкнутым дорожкам и каналу перепуска, предложена конструкция привода с передачей, преобразующей вращательное движение в поступательное, в которой исключены указанные причины заклинивания. Исключение причин заклинивания достигается за счёт размещения тел качения в гнездах сепаратора, что также упрощает технологию изготовления и снижает стоимость передачи.

Однако размещение тел качения в гнездах сепаратора приводит, во-первых, к увеличению длины гайки при том же количестве тел качения относительно ШВП с рециркуляцией

шариков по замкнутым дорожкам, а во-вторых, к увеличению потерь на трение между телами качения и сепаратором.

Для сравнительного анализа были проведены экспериментальные исследования двух ЭМП, различающихся только конструкцией ШВП: первый привод содержит ШВП, построенную по классической схеме с рециркуляцией шариков, второй привод содержит ШВП с сепаратором. Шаг винта и число заходов резьбы, диаметр и число шариков у обеих ШВП совпадают, они имеют одинаковый коэффициент передачи.

Проведенные эксперименты показали, что оба привода обладают практически одинаковыми кинематическими, нагрузочными и амплитудно-фазовыми частотными характеристиками. Таким образом, разработанная конструкция ШВП с сепаратором рассматривается как импортозамещающая для применения в ЭМП ЛА, при этом она имеет меньшую по сравнению с швейцарским изделием стоимость.

Архитектура системы поддержки принятия решения для решения задачи 4-D навигации

Будков А.С., Неретин Е.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа посвящена анализу проблем при выполнении маршрутов четырёхмерных маршрутов гражданской авиации, а также разработке архитектуры системы поддержки принятия решения с целью упрощения процедуры принятия решения в чрезвычайных ситуациях при производстве полётов.

За последнее десятилетия в аэронавигационной инфраструктуре был реализован ряд определённых усовершенствований, однако значительная часть глобальной аэронавигационной системы все еще ограничена рамками концептуальных подходов, унаследованных из прошлого, при которых аэронавигационные возможности ограничивают пропускную способность воздушного пространства.

Для решения этих проблем необходима всесторонне согласованная глобальная аэронавигационная система, в основе которой лежат современные процедуры и технологии.

В результате с целью осуществления возможности реализации глобальной согласованной аэронавигационной системы был разработан план, в котором определены основные направления развития и этапы внедрения необходимых технологий для всех участников системы в виде так называемой методики блочной модернизации авиационной системы.

Для достижения поставленной мировым сообществом цели требуется модернизация не только наземной аэронавигационной инфраструктуры, но и существующих комплексов бортового оборудования. Одной из основных бортовых систем, осуществляющих пролет ВС по заданному маршруту, является система самолетовождения. Именно она в первую очередь должна быть способна поддерживать полёты по четырёхмерным траекториям.

Но в то же время постоянный рост функционала бортовых систем приводит к необходимости анализа экипажем большего количества информации, что усложняет процесс принятия решения в любой чрезвычайной ситуации.

Предлагаемая система поддержки принятия решения подразумевает её интеграцию в состав бортовой системы самолётовождения в виде отдельного модуля программного обеспечения. Также разработанная архитектура системы для решения проблем четырехмерной навигации подразумевает модернизацию и адаптацию текущих алгоритмов поиска оптимального маршрута, что позволит проводить постоянный траекторный анализ, осуществлять поиск наилучшего решения для каждой конкретной ситуации.

Разработка архитектуры системы индикации на лобовом стекле для перспективных объектов гражданской авиационной техники

Воронцов Т.П., Чуфирин В.А., Дяченко С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Основными тенденциями при проектировании авионики перспективных гражданских самолётов являются увеличение перечня решаемых на борту задач и безопасность полётов.

Достижение данных целей обеспечивается за счёт применения современных подходов при проектировании авионики.

Одним из таких подходов является концепция интегрированной модульной авионики (ИМА), предполагающая использование открытой сетевой архитектуры и общей аппаратной платформы. Главные преимущества применения ИМА – возможность расширения функционала при сохранении массогабаритных характеристик, сокращение временных затрат на разработку, испытания и сертификацию самолёта, а также снижение эксплуатационной стоимости борта.

Достоинства ИМА обуславливают возможность повышения безопасности полёта за счёт интеграции в состав комплексов бортового оборудования большего числа самолётных систем, к числу которых относятся современные системы отображения информации и, в частности, индикатор на лобовом стекле (ИЛС). ИЛС проецирует основную пилотажно-навигационную информацию на прозрачный экран, размещаемый в пространстве между глазами пилотов и остеклением кабины экипажа, уменьшая информационную нагрузку на экипаж и повышая скорость принятия решения в условиях экстренной ситуации.

Целью работы является разработка архитектуры системы индикации на лобовом стекле для перспективных гражданских самолётов, проектируемых с применением концепции ИМА.

В состав предложенной архитектуры системы индикации на лобовом стекле входят:

- ИЛС волноводного типа;
- центральный бортовой вычислитель, выдающий данные от бортовых систем, необходимые для формирования формата индикации;
- индикаторный вычислитель, принимающий, обрабатывающий информацию, поступающую от центрального вычислителя, и формирующий результирующий формат;
- датчики внешней освещённости, считывающие показания о текущем уровне освещённости окружающей среды;
- система улучшенного видения, формирующая изображение закабинной обстановки на основе данных от бортовых инфракрасных камер;
- система синтетического видения (ССВ), синтезирующая трёхмерную модель закабинного пространства на основе баз данных рельефа, препятствий и объектов аэродромной инфраструктуры;
- бортовой сервер данных, содержащий базы данных для ССВ;
- пульт управления, позволяющий регулировать параметры изображения формата ИЛС.

Разработанная архитектура соответствует руководящим документам по разработке гражданской авиационной техники (в частности, DO-315B, DO-297 и др.).

Об особенностях облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС на основе использования астрооптических средств из состава МЛНСС

Галиханов Н.К.
МАИ, г. Москва, Россия

В условиях растущих потребностей пользователей системы ГЛОНАСС закономерен рост требований к её целевым характеристикам. Значимым индикатором реализации мероприятий Федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012-2020 годы» является погрешность местоопределения потребителя, которая связана с точностью эфемеридно-временного обеспечения системы [1]. Точность прогнозирования эфемерид космического аппарата (КА) существенно зависит от величины немоделируемых ускорений, которые возникают, в первую очередь, из-за погрешностей работы бортовой системы ориентации и стабилизации (СОС).

Необходимость разработки прецизионных СОС обусловлена ужесточением требований к погрешности поддержания ориентации, которая для перспективного КА ГЛОНАСС не должна превышать 0.25° [2]. Существенное влияние на точность поддержания оказывает погрешность определения ориентации КА (до 30%). В этой связи задача разработки облика системы определения ориентации (СОО) перспективного КА ГЛОНАСС становится особенно актуальной.

Появление в составе бортовой аппаратуры перспективного КА ГЛОНАСС терминалов межспутниковой лазерной навигационной-связной системы (МЛНСС), обладающих светочувствительной матрицей, позволило использовать их в качестве высокоточного средства астрооптических измерений в составе СОО. Приводится архитектура СОО на основе жестко (сильно) связанной схемы комплексирования астрооптических измерений терминалов МЛНСС и малогабаритного блока измерения скоростей. Представлен трехэтапный алгоритм высокоточного определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС, отличающийся от известных составом уточняемых параметров. Этапность оценивания позволяет раскрыть неоднозначность определения кватерниона ориентации КА.

Приводятся результаты имитационного моделирования процесса функционирования разработанной СОО. Установлено, что предельная погрешность определения углов ориентации КА не превышает ±0.01° на интервале моделирования, в том числе на особых участках орбиты. Представлены рекомендации по применению разработанного облика СОО.

Литература:

1. ФЦП «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012– 2020 гг. Общие показатели»: утв. пост. Правительства РФ от 3 марта 2012 г. № 189. URL: http://federalbook.ru/files/OPK/Soderjanie/OPK-9/V/Glonass.pdf.

2. Косенко В.Е., Фаткулин Р.Ф. [и др.] Прецизионные космические платформы навигационных КА // Наукоемкие технологии. 2017. Т. 18. № 12. С. 5-8.

Разработка системы поддержки лётчика на основе руководства по лётной эксплуатации

Глушанкова В.И.

МАИ, г. Москва, Россия

В существующих условиях, когда объём информации, поступающей в кабину лётчика, постоянно растет, возникает потребность использования на борту пилотируемого летательного аппарата специальных средств, позволяющих, с одной стороны, оказать помощь лётчику в принятии решений в нештатных условиях полёта, с другой – повысить степень автоматизации и надёжности эргатической системы «летательный аппарат-летчик». Реализация таких средств основана на разработке бортовых экспертных систем.

Были проанализированы различные подходы к построению таких систем. На сегодняшний день среди работ, посвященных системам поддержки лётчика, отсутствует система на основе руководства по лётной эксплуатации (РЛЭ) – основного документа, определяющего и регламентирующего правила летной эксплуатации самолёта. Для реализации обозначенной системы предлагается структура, включающая в себя базу знаний, блок идентификации текущей ситуации, блок формирования рекомендаций экипажу и интерфейса. База знаний, в свою очередь, включает в себя постоянную часть, которая формируется на основе эксплуатационно-технической документации по летательному аппарату и содержит признаки смены полётных режимов, наступления особых ситуаций, динамические ограничения, рекомендации, направленные на предупреждение критических режимов, и переменную часть, которая формируется на основе полётного задания и содержит план полёта, конкретизирующий последовательность и условия выполнения типовых режимов в конкретном полёте.

Проблема реализации постоянной части базы знаний состоит в том, что выделение из плохо структурированного текста РЛЭ продукций типа: «если «Ситуация», то «Рекомендованное действие» и их алгоритмическое представление является достаточно сложной задачей. Исходя из анализа структуры информации, содержащейся в РЛЭ, и формы ее представления, в качестве системы поддержки лётчика на основе РЛЭ используется схема, предполагающая комбинированное использование различных механизмов для распознавания текущей полетной информации и формирования рекомендаций: продукционных правил, нечетких выводов, статистических выводов.

Определение зависимости увеличения зазоров кинематической цепи редуктора опорно-поворотного устройства от времени воздействия атмосферных факторов

Горюнов Р.В., Самсонович С.Л.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматриваются параметры передач, определяющие кинематическую точность механизма, такие как погрешности в зазорах, производственные погрешности и погрешности профиля, погрешности в опорах.

Для оценки коррозии в математическую зависимость кинематической точности редуктора предложено ввести параметр, характеризующий коррозионные потери металла. На основании результатов эмпирических исследований РАН, собранных в ГСССД 152-90, определены нормы коррозионных потерь металла и предложена уточнённая методика расчёта кинематической точности редуктора с учётом воздействия коррозионной среды.

Проведён анализ влияния факторов атмосферной коррозии, позволяющий прогнозировать коррозионные потери металла и соответствующую кинематическую точность редуктора, в зависимости от территории расположения объекта и длительности нахождения объекта под воздействием атмосферных факторов. В результате моделирования кинематической точности редуктора привода получена зависимость кинематической точности от времени воздействия факторов атмосферной коррозии.

Для подтверждения результатов моделирования и разработки рекомендаций по восстановлению кинематической точности было проведено измерение фактического значения кинематической точности редуктора на объекте. Измерения проводились приложением половинного момента к входному зубчатому колесу редуктора в одном и обратном направлениях. В окне выходного зубчатого колеса устанавливался индикатор для измерения перемещения азимутальной плиты относительно выходного зубчатого колеса; на ведущей полумуфте, которая смонтирована на входном зубчатом колесе, измерялась разность положения входного зубчатого колеса при двух его положениях. Полученные в результате измерения значения путём приведения к осям вращения редуктора позволили установить фактическое значение люфтов в передаче. Полученное экспериментальное значение находится в интервале расчётных значений, что свидетельствует об адекватности построенной модели, метода расчёта кинематической точности, а также корректности применяемой методики расчёта значений коррозионных потерь металла.

Установлено, что продолжительное нахождение в атмосферных условиях и вызываемая атмосферными факторами коррозионная потеря металла прогнозируема и изменение кинематической точности может учитываться в процессе эксплуатации. При этом существенные изменения происходят в течение первых 15 лет и незначительные – в последующие годы.

Систематизация способов управления двухфазного вентильного двигателя с четырёхсекционной обмоткой

Дунич Е.А., Кривилёв А.В., Пенкин С.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Двухфазные вентильные двигатели представляют особый интерес, т.к. вследствие перпендикулярности фазы (в идеале) индуктивно развязаны (влияние одной фазы на другую отсутствует). Осевые векторы магнитной индукции якоря формируются каждой фазой индивидуально, благодаря чему создаются более выгодные условия для управления, особенно для применения в системах позиционирования.

В настоящее время требуется систематизация способов подключения секций к источнику питания, позволяющая учитывать их взаимное влияние и участие в создании электромагнитного момента и сравнивать способы между собой по статическим характеристикам двигателя.

Предлагаемая систематизация основана на секционном подходе [1]. Способы различаются по участию фаз и секций обмотки в формировании базового вектора магнитной индукции якоря на межкоммутационном интервале. Составлена матрица, в которой указаны следующие

виды участия: «фаза активна» – все её секции подключены к источнику питания и участвуют в создании магнитного поля якоря; «фаза с пассивной секцией» – одна из секций не подключена и не создаёт поле; «фаза неактивна» – фаза целиком не подключена и не создаёт поле; «встречное включение секций» – ток от источника питания протекает по секциям в противоположных направлениях, и фаза в целом не создаёт магнитное поле. Строки содержат состояния одной фазы, столбцы – другой, таким образом, каждая ячейка обозначает конкретный способ.

Все способы сведены в таблицу. Каждому из них присвоен номер, определено его название, и получено математическое описание набора базовых векторов на электрическом периоде.

Применение предлагаемой систематизации позволило определить общее количество возможных способов: выделить из них способы, приводящие к максимально возможному электромагнитному моменту, способы, создающие меньший момент при большем энергопотреблении, и также способы, дающие нулевой момент. Таким образом, были выявлены методы, одинаковые по физическим процессам и, следовательно, статическим характеристикам.

При проектировании приводов предлагаемая систематизация позволит выбрать способ управления для решения конкретной задачи по требуемым статическим характеристикам.

Литература:

A.V. Krivilev, E.A. Dunich, S.S. Penkin, Sectional approach to researching of two-phase BLDC motor (A.V. Krivilev et al 2019 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 537 062093); https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/537/6/062093/pdf.

Автоматизация верификации систем индикации перспективных гражданских самолётов

Дяченко С.А., Мамкин Е.М., Крыцин А.В., Ильяшенко Д.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Одним из ключевых этапов при разработке встраиваемого программного обеспечения (ПО) бортовых систем гражданской авиационной техники является верификация, цель которой – оценка достоверности соответствия, созданного ПО заданным требованиям, а также обнаружение и регистрация ошибок, потенциально привнесённых при кодировании.

Процесс верификации ПО бортовых систем самолёта весьма длителен, и ввиду ограниченных сроков создания современного лайнера требуется снижать временные затраты на верификацию внедряемого ПО. Сокращение времени верификации возможно за счёт средств автоматизации, также позволяющих снизить общую стоимость процесса и вероятность влияния человеческого фактора при тестировании.

Целью данной работы является разработка ПО, автоматизирующего процесс верификации систем индикации перспективных гражданских самолётов на стендах имитационного и полунатурного моделирования.

Разработанное ПО обеспечивает распознавание текстовых сообщений системы предупреждения экипажа (СПЭ) и отображаемых на многофункциональных индикаторах в кабине для уведомления пилотов о некорректной работе или отказах бортового оборудования.

Входные данные для работы созданного ПО:

- массив ожидаемых результатов, задаваемый верификатором перед началом теста и содержащий перечень сообщений, которые должны сформироваться СПЭ;
- изображение формата индикации, полученное с помощью web-камеры, на котором отображаются сформированные текстовые сообщения.

В результате работы ПО генерирует массив распознанных на входном изображении сообщений и сравнивает его с массивом ожидаемых результатов, после чего формируется заключение о прохождении теста.

Разработанное ПО обеспечивает распознавание текстовой информации с точностью 97,19%, а также определение цвета сообщений с точностью 98,26%.

Использование разработанного ПО позволяет значительно сократить время верификации форматов индикации, содержащих текстовые данные. Глобально сокращение времени

верификации системы индикации уменьшает сроки производства самолёта и ускоряет процесс его сертификации, что обеспечивает конкурентное преимущество на рынке производства авиационной техники.

Концепции формирования облика системы мониторинга технического состояния парка управляемых ракет

[1]Захаров И.В., [2]Трубников А.А., [2]Решетников Д.А.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]РКБ «Глобус», г. Рязань, Россия

Поставка современного вооружения в рамках гособоронзаказа в ВС РФ предполагает повышение ответственности предприятий оборонной промышленности за качество выпускаемой продукции. Так, во время недавнего посещения министром обороны РФ С.К. Шойгу Казанского авиационного производственного объединения им. С. П. Горбунова, производителя стратегических самолетов Ту-160 и Ту-22М3, им было выдвинуто требование реализации поставки жизненного цикла (ЖЦ) авиационной техники (АТ).

Важное значение для реализации поставки ЖЦ АТ играют новые информационные технологии (НИТ), реализующие единое информационное пространство между поставщиком (предприятиями оборонной промышленности с их системой производственной кооперации) и заказчиком – ВКС РФ.

Опыт применения авиации ВКС РФ в современных локальных конфликтах показывает возрастающую роль управляемых авиационных ракет (УАР), являющихся наиболее массовыми и наиболее сложными объектами авиационного вооружения. При этом увеличение боевых возможностей авиации ВКС РФ сопровождается существенным усложнением характера военно-профессиональной деятельности специалистов инженерной авиационной службы (ИАС), обусловленным многократным увеличением обрабатываемой информации в действующей системе технической эксплуатации УАР, с одновременным сокращением времени, отводимого на обработку информации и принятие решений.

Одним из элементов единого информационного пространства поставки ЖЦ АТ является система мониторинга технического состояния (СМ ТС) парка УАР ВКС РФ. СМ ТС УАР представляет собой пространственно распределенную систему сложной иерархии программно-аппаратных средств на базе существующих и перспективных автоматизированных систем контроля ТС УАР, объединенных в единую телекоммуникационную сеть.

Построение СМ ТС в едином информационном пространстве поставки ЖЦ АТ предполагает реализацию ряда концепций. Концепция сквозного моделирования процессов технической эксплуатации и боевого применения включает совокупность методик и алгоритмов оценки влияния текущего технического состояния подсистем УАР на результаты его боевого применения. Концепция осознанного наблюдения эволюции ТС парка управляемых ракет определяет влияние процессов технической и летной эксплуатации УАР, реализуемых ИАС и летным составом в рамках учебно-боевой подготовки, а также факторов воздействия внешней среды на техническое состояние парка УАР. Реализация указанных концепций основана на использовании систем управления базами данных и моделей деградации ТС УАР.

Внедрение модельно-ориентированного подхода при разработке программного обеспечения бортовых информационно-управляющих систем воздушных судов

Иванов А.С., Неретин Е.С., Лунев Е.М., Ильяшенко Д.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные бортовые информационно-управляющие системы, в состав которых входят различные пульты управления, сигнализаторы и электронные индикаторы, выполняют значительное количество функций. Это ведёт к увеличению объёма их программного обеспечения (ПО), связи с этим необходимы новые технологии его разработки. Одной из наиболее перспективных технологий является применение модельно-ориентированного

подхода. В данном случае такие процессы, как разработка архитектуры ПО, разработка требований нижнего уровня, проведение низкоуровневого тестирования и другие происходят в единой среде на основе моделей. Ручное кодирование заменяется разработкой моделей на интуитивно понятном графическом языке. Кодогенераторы, встроенные в современные коммерческие продукты для модельно-ориентированной разработки, позволяют генерировать исходный код напрямую из моделей в автоматизированном режиме.

При разработке бортовых информационно-управляющих систем данный подход также даёт дополнительное преимущество. Появляется возможность проведения прототипирования на специализированных стендах с имитацией реального времени с участием лётного состава в целях учёта требований конечных пользователей к логике отображения информации. При этом проведение испытаний на стенде прототипирования позволяет реализовывать не только функционал, который будет внедрён, но и предоставляет возможность проводить поисковое моделирование с целью нахождения оптимальных, с точки зрения удобства использования, решений. Например, реализовывать различные виды пультов управления или различную логику управления графическими элементами и утверждать только один из вариантов после оценки лётным составом.

Таким образом, применение модельно-ориентированного подхода позволяет существенно сократить экономические и временные затраты на разработку ПО бортовых информационно-управляющих систем.

Анализ развития информационных бортовых комплексов для объектов авиационной техники гражданского назначения

Казаков С.О., Дяченко С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день основным направлением развития гражданской авиации является повышение безопасности пассажирских перевозок. Достижение этой цели возможно, в частности, за счет снижения человеческого фактора при принятии критически важных решений путём обеспечения экипажа необходимыми данными в каждой конкретной ситуации, что является задачей информационных бортовых комплексов (ИБК). ИБК выполняют сбор, обработку и управление информацией, выдаваемой экипажу, от самолётных систем, наземных служб организации воздушного движения и др. Результатом работы современных ИБК является выдача пилотам актуальной для текущих условий полёта информации в разнородной форме (индикация, речевая и тактильная сигнализация).

Развитие технологий позволяет повысить уровень вычислительной способности ИБК при сокращении массогабаритных показателей, что делает возможным расширение его функционала. К числу перспективных направлений модернизации ИБК для гражданской авиации принадлежит интеллектуальный анализ полётных ситуаций. Для проведения такого анализа требуется структурировать и обрабатывать большие объёмы данных на борту в реальном масштабе времени с последующим выявлением сложившихся тенденций.

Сегодня в авиации технологии big data применяются наземными службами для решения задач организации воздушного движения, авиакомпаниями – для оптимизации прибыльности рейсов и др., однако примеры их использования непосредственно на борту отсутствуют.

Дальнейшее развитие ИБК направлено именно на проведение ситуационного анализа с использованием технологии big data для выдачи экипажу оптимальных вариантов устранения возникших проблемных ситуаций, а также их прогнозирования.

Конкурентная борьба на рынке гражданских авиаперевозок способствует развитию ИБК в части обеспечения роста безопасности и снижения влияния человеческого фактора в условиях критической ситуации.

Исследование газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем

Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л., Лалабеков В.И.
МАИ, г. Москва, Россия

В патенте [1] представлена принципиально новая функциональная схема газодинамического привода, включающего в себя диаметральную лопастную машину, расположенную на валу управляющего электродвигателя, воздухопровод, каналы сброса и забора воздуха. Управление в предложенной конструкции осуществляется путем регулирования скорости вращения электродвигателя и диаметральной лопастной машины, что изменяет значение вектора тяги истекающего потока с одновременным изменением лобового сопротивления. При этом можно выделить три режима работы, зависящих от скорости набегающего потока.

Так как вопросы проектирования подобных приводов и их применения в современной отечественной литературе рассмотрены фрагментально, необходимым этапом было изучение всего контура привода, в том числе его статических и динамических свойств.

На основании законов сохранения массы газа, баланса сил в исполнительной силовой части, описанных обыкновенными дифференциальными уравнениями, была разработана математическая модель газодинамического привода. В процессе отработки математической модели в Matlab Simulink решались следующие задачи:

1. Оценка работы привода за счет энергетических возможностей управляющего электродвигателя при малых скоростях набегающего потока (компрессорный режим);
2. Проверка работоспособности привода при различных значениях скорости набегающего потока (смешанный режим);
3. Изучение перспективы использования предложенной конструкции в генераторном режиме.

Полученные результаты подтвердили работоспособность предложенного газодинамического привода и возможность использования подобной конструкции в качестве электрогенератора.

Предлагаемая математическая модель обеспечивает решение задач анализа и параметрического синтеза и подходит для исследования всех режимов работы привода.

Литература:

1. Самсонович С.Л., Фимушкин В.С., Никаноров Б.А., Кутейникова Е.Н. и др. Патент РФ №2634609. Способ управления беспилотным летательным. аппаратом, и блок рулевых приводов для его осуществления. Опубл.01.11.2017 г.

Исследование работы газогидравлического рулевого привода с учётом и без учёта зависимости жёсткости органа управления от давления в РДТТ

Лалабеков В.И.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе [1] представлены результаты исследования взаимодействия газогидравлического рулевого привода (ГГРП) с эффективным органом управления – поворотным соплом, соединённвм с корпусом ракетного двигателя на твёрдом топливе (РДТТ) через эластичный опорный шарнир (ЭОШ). Показано, что существует обратная зависимость жёсткости ЭОШ от давления газа в РДТТ.

Разработана объединённая математическая модель, позволяющая исследовать процессы во взаимосвязанной системе «РДТТ-ГГРП-ЭОШ», в которой жёсткость ЭОШ описывается двумя разными способами: как постоянная величина и как функция давления газа в РДТТ.

Показано, что изменение жёсткости от максимального до минимального значения на участке запуска при подъёме давления и от минимального до максимального после окончания работы двигателя на участке спада давления в РДТТ не приводит к пропорциональному изменению амплитуды отработки командного сигнала рулевыми машинами (РМ) привода. Увеличение жесткости (нагрузки) на 10% приводит к 4,5%-ному уменьшению амплитуды периодического движения штока РМ.

Смягчение реакции в отработке штоком РМ командного сигнала на увеличение жёсткости ЭОШ и повышения нагрузки на РМ обусловлено аккумуляционным действием газовых объёмов твёрдотопливного газогенератора (ТГ) и вытеснителя газогидравлического преобразователя (ГГП) источника энергии ГГРП.

Результатами математического моделирования подтверждена целесообразность применения в составе РДТТ с ПУС и ЭОШ ГГРП в энергетическом тракте источника энергии, состоящего из ТГ и ГГП с вытеснительной подачей рабочей жидкости к РМ, вследствие демпфирующего свойства газового объёма.

Разработанная математическая модель может быть рекомендована при анализе и параметрическом синтезе ГГРП и РДТТ на этапе проектно-конструкторских работ по созданию перспективных образцов.

Литература:

Константинов С.В., Лалабеков В.И., Оболенский Ю.Г. Математическая модель газогидравлического рулевого привода управления поворотным соплом твердотопливной двигательной установки с эластичным опорным шарниром // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 49-54.

Построение системы управления изменением длины соединительного троса между беспилотным летательным аппаратом и наземным колесным роботом при их совместном осмотре поверхности воздушного судна

Лельков К.С., Никитенко И.А., Ивакин М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В НИО кафедры 305 МАИ ведутся работы по созданию роботизированного комплекса, состоящего из наземного колесного робота (НКР) и беспилотного летательного аппарата (БЛА) вертолётного типа. Комплекс предназначен для проведения совместного осмотра внешней поверхности воздушных судов (ВС) на аэродромной стоянке [1]. Оба робота оснащены средствами технического зрения, которые позволяют обнаружить дефекты на поверхности ВС.

Согласно требованиям безопасности полётов, на территории аэродрома, БЛА должен быть соединён с НКР тросом, который не позволит БЛА залетать в запрещённые зоны в случае возникновения чрезвычайных ситуаций. Кроме того, для предотвращения столкновения БЛА с обслуживаемым ВС нужно минимизировать время нахождения летающего робота непосредственно над фюзеляжем ВС.

Для выполнения этих требований, а также для повышения точности и надёжности роботизированного комплекса предлагается обеспечить режим совместной навигации НКР и БЛА, то есть создать условия для одновременной работы обоих роботов в одной системе координат, жёстко привязанной к обслуживаемому ВС. Несмотря на то, что каждый робот обладает собственной навигационной системой, наличие гибкой связи между БЛА и НКР позволяет получить дополнительную априорную информации об их взаимном расположении. Эта информация используется для корректировки навигационных систем обоих роботов. Построена математическая модель системы управления лебёдкой, регулирующей изменение длины троса, при возникающих динамических воздействиях на трос со стороны БЛА в основных режимах его полёта. Для этих режимов приведены результаты моделирования системы.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 17-08-00928.

Модельно-ориентированное проектирование в задаче валидации оценки функциональных опасностей комплексной системы управления

Литуев Н.А., Савельев А.С., Ольдаев Е.В.
Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

В связи с приближением проекта МС-21 к сертификации, в настоящее время выполняются задачи, направленные на выпуск документации, в том числе по отказобезопасности. Одним из основных документов является оценка функциональных опасностей (ОФО).

ОФО является началом проведения оценки безопасности. В зависимости от предполагаемой критичности отказа формируются требования к уровню гарантии разработки (УГР). Исходя из УГР формируются требования по независимости, влияющие на стоимость проекта.

Некорректное предположение критичности влечёт за собой две ситуации:

• разрабатываемое изделие удовлетворяет требованиям по безопасности, но исчерпывающе дорого;

• разрабатываемое изделие не удовлетворяет требованиям по безопасности.

В рамках исследования применены методы модельно-ориентированного проектирования (МОП) для валидации критичности ОФО комплексной системы управления (КСУ).

МОП подразумевает использование разноуровневых моделей систем, позволяющих проводить моделирование на разных уровнях детализации.

В качестве среды моделирования используется Simulink. Взаимодействие со средствами визуализации и индикации, реализованными с помощью библиотек Qt, осуществляется посредством UDP (Universal Datagram Protocol). Данный протокол не влияет на скорость моделирования. Взаимодействие с физическими имитаторами органов управления осуществляется с помощью драйверов и библиотеки FlightSim Simulink. Полученный комплекс настроен для моделирования в «нежестком» реальном времени и в режиме «ускоренного» времени.

Моделирование в реальном времени позволяет провести ОФО на рабочем месте, т.к. имитаторы органов управления и визуализации обеспечивают представление о влиянии отказа на безопасность. В процессе оценки имеется возможность изменения алгоритмов и конфигурации КСУ. Таким образом, исключается необходимость затрат, имеющих место при проведении валидации на стендах, требующих «перепрошивки» программного обеспечения при внесении изменений.

Моделирование в «ускоренном» времени позволяет проводить валидацию, когда необходима оценка при большом количестве начальных условий. Подготовленные тестовые векторы отличают необходимость самостоятельного проведения моделирования каждого случая.

Таким образом, внедрение процесса валидации с помощью средств МОП для ОФО на ранних этапах проектирования позволяет получить точное представление о последствиях отказов и формулировать корректные требования, полностью обеспечивающие безопасность полёта и отсутствие издержек проектирования.

Исследование манёвров уклонения беспилотного летательного аппарата от атаки воздушного противника на основе игрового подхода

Ляпин Н.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Фактический уровень развития беспилотных летательных аппаратов (БЛА) позволяет рассматривать их как эффективный инструмент для решения различных гражданских и военных задач (прежде всего разведывательных и ударных). В то же время одной из важнейших проблем, связанных с боевым применением беспилотных летательных аппаратов, остается обеспечение их высокой живучести в условиях организованного противодействия, источником которого может быть, как наземная ПВО, так и истребительная авиация (пилотируемая или беспилотная). По этой причине остается актуальным изучение и оптимизация маневров уклонения беспилотных летательных аппаратов от воздушного нападения противника.

В работе на основе игрового подхода предложен алгоритм гарантирующего управление траекторией БЛА, обеспечивающий его уклонение от атаки воздушного противника. Проведено исследование влияния тактически значимых показателей беспилотного летательного аппарата на эффективность маневра уклонения. Представлены результаты моделирования, демонстрирующие влияние маневренных возможностей беспилотного летательного аппарата на достижение позиционного преимущества с целью решения задачи уклонения от атаки воздушного противника.

Проведена серия вычислительных экспериментов, результаты которых позволяют утверждать, что использование разработанного алгоритма гарантирующего управления независимо от относительного начального положения беспилотного летательного аппарата и самолета перехватчика с сопоставимостью их маневренных возможностей в 73% случаев обеспечивает позиционное преимущество БЛА; положение БЛА относительно перехватчика делает неэффективным использование новейших управляемых ракет, размещенных на нем. Отметим, что увеличение значений тактических показателей, отражающих маневренность атакуемого БЛА, по сравнению с противником приводит к тому, что во всех случаях, независимо от исходного положения атакуемого БЛА относительно самолета перехватчика, обеспечивается вывод его за пределы зоны возможных пусков управляемых ракет.

Моделирование работы активных боковых ручек управления самолётом

Макарин М.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Создание боковых активных ручек управления самолетом (АРУС) является актуальным направлением развития современных систем управления полетом, позволяющим повысить безопасность полёта, улучшить эргономику работы в кабине и снизить массогабаритные показатели рычагов управления.

Проведенный анализ схем и конструкций существующих боковых ручек управления свидетельствует об их развитии от пассивных, построенных на основе механических пружин и демпферов, к активным, использующим следящие приводы.

Моделирование работы АРУС проводилось в среде MATLAB с использованием пакетов Simulink, Simscape и специализированных библиотек SimMechanics и SimPowerSystems.

В модели реализованы следующие алгоритмы совместной работы двух АРУС:

1. Алгоритм ручного управления «Пружина с демпфером», обеспечивающий создание противодействующей силы на рукоятке в зависимости от величины и скорости ее отклонения. В модели предусмотрена возможность оперативной коррекции точек излома и наклона участков загрузочной характеристики, а также коррекции характеристики демпфирования по скорости.
2. Алгоритм «Автопилот» – обе АРУС синхронно отрабатывают заданное от бортовой системы дистанционного управления положение. При этом, если любой из пилотов прикладывает к рукоятке усилие, превышающее установленный порог, обе АРУС переходят в режим ручного управления. То же самое происходит при переводе переключателя «Режимы» в положение «Ручной».

Для моделирования ситуации, когда в режиме ручного управления, несмотря на вмешательство в управление 2-го пилота, 1-й пилот пытается удержать рукоять в положении, которое он считает правильным, в модель добавлен блок сохранения положения рукоятки, заданного 1-м пилотом. При подключении этого блока 1-й пилот задает положение рукоятки, а его усилие формируется автоматически таким образом, чтобы рукоятка установилась в заданное положение.

Результаты моделирования показали, что полная перекладка происходит за 0,32 с со скоростью 93,75°/с, что в три раза превышает максимальную требуемую скорость перекладки. Фазовое запаздывание составляет 11° при заданном не более 25°.

В ручном режиме при усилии пилота, равном 10 кгс, привод обеспечивает противодействующий момент 22 Нм. При этом электродвигатель развивает момент 0,94 Нм, что находится в зоне допустимой длительной работы двигателя.

Результаты показали, что разработанная модель полно описывает работу АРУС и полученные характеристики соответствуют требованиям к боковым АРУС.

Полезность информации при решении задачи поиска наземных объектов

Михайлов Н.А.
МАИ, г. Москва, Россия

При решении задачи поиска поисковые ресурсы обладают определённым количеством важной информации о решаемой задаче: тип поискового объекта, зона возможного поиска, наблюдаемость в районе поиска, достоверность присутствия объекта поиска в определенных областях района поиска и т.д. В зависимости от наличия и точности имеющейся информации применяют различные стратегии поиска: сплошной поиск, случайный поиск, вторичный поиск и др. [1]. Ранее было показано, что учёт фактора наблюдаемости при вторичном поиске может в ряде случаев существенно повысить эффективность поиска [2]. В основе предлагаемого подхода лежит вычисление информационной энтропии H(P) – количественной оценки неопределённости присутствия объекта в заданной области методом Шеннона. Данная оценка энтропии обладает свойством симметричности, т.е. при одинаковой наблюдаемости, но при различной достоверности присутствия P1=0.1 и P2=0.9 количество неопределённости будет одинаковым H(P1)=H(P2)=0.47. Тем не менее для задачи поиска наземных объектов предпочтительней направлять поисковые силы в области с большей достоверностью, для этого необходимо ввести функцию полезности Iзн (значимости). Автором предлагается взять за основу шенноновскую оценку. Для достоверности P, входящей в интервал (0...0.5], Iзн будет вычисляться как классическая оценка неопределённости H(P), на интервале (0.5…1) полезность информации Iзн будет складываться из количества информации при максимальной неопределённости H(0.5) и количества полезной информации, которая содержится в достоверности P больше 0.5.

Компьютерное моделирование процесса поиска при вводе функции значимости в критерий оценки пропускной способности в ряде случаев показал повышение эффективности до 20%.

Литература:

1. Абчук В. А., Суздаль В. Г. Поиск объектов. – М.: Сов. радио, 1977.
2. Ким Н.В., Михайлов Н.А. Поиск наземных объектов группой беспилотных летательных аппаратов на основе энтропийного подхода // Станки и Инструмент. 2019. №9. С. 28-31.

Алгоритм выбора высоты полёта БЛА при мониторинге пожарной обстановки

Мокрова М.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Предлагается алгоритм выбора высоты полета беспилотного летательного аппарата (БЛА), оснащенного системой технического зрения (СТЗ) при поиске людей, техники и других объектов в условиях пожара. В условиях пожарной обстановки, в связи с влиянием на БЛА и СТЗ факторов дыма и пламени, эффективность обнаружения и безопасность полета БЛА могут изменяться в зависимости от высоты полета. Будем считать, что на относительно близком расстоянии (сотни метров) от локальной области интереса СТЗ БЛА сможет выделить границы верхних кромок дыма и огня, т.е. уточнить параметры пожарной обстановки.

Выбор оптимальной высоты полета осуществляется согласно обеспечению минимума общих потерь. Под общими потерями понимаются потери, связанные с безопасностью полета БЛА, а также потери, обусловленные пропуском цели при полете на больших высотах. Для определения уровня потерь на данной высоте полета в настоящей работе предлагаются модели безопасности полета БЛА и наблюдаемости объектов интереса. Описываемые модели представляют собой зависимости от коэффициентов, определяемых исходя из параметров пожарной обстановки, таких как уровень пламени, количество дыма, влажности воздуха, вида подстилающей поверхности. Алгоритм выбора оптимальной высоты полета БЛА в соответствии с минимумом общих потерь включает:

1. назначение коэффициентов ранжирования потерь;
2. оценку параметров моделей наблюдаемости и безопасности полета БЛА;
3. расчет значения общих потерь для различных высот;
4. выбор оптимальной высоты полета БЛА в соответствии с минимум общих потерь.

Было проведено компьютерное моделирование алгоритма выбора оптимальной высоты облета очагов пожара. При сравнении результатов моделирования предложенный подход показал уменьшение средних потерь по сравнению с полетом на постоянной высоте.

Применение семантических описаний для определения местоположения беспилотного летательного аппарата

Пиндюрина М.О.
МАИ, г. Москва, Россия

Целью представленной работы является повышение точности определения местоположения БЛА путем использования семантических описаний эталонных и текущих сцен. Такое представление изображений повысит устойчивость алгоритма решения навигационной задачи к различным дестабилизирующим факторам.

При решении задач визуальной навигации наиболее распространенным подходом к обнаружению и распознаванию отдельных объектов или сцен является использование растровых описаний. Корреляционное сопоставление растровых описаний обеспечивает высокую точность в условиях близких к эталонным. Однако в реальной обстановке при изменении условий наблюдения характеристики ориентиров также будут меняться, что приведет к увеличению ошибок обнаружения. В работе вместо растрового предлагается использовать семантическое описание эталонной сцены, позволяющее идентифицировать наблюдаемый участок местности.

Следует отметить, что формирование объектных или семантических описаний различных изображений – задача активно и успешно решаемая. Однако в некоторых работах показано, что существующие подходы недостаточно гибки для использования в условиях сильной неопределенности функционирования, поэтому предлагается применение семантического подхода для описания текущих условий. При этом формируется аналог семантического описания – вектор атрибутов. Предлагаемая структура описания сцены состоит из описаний ориентиров и их отношений; используемый набор атрибутов может быть при необходимости расширен. Например, могут быть добавлены визуальные атрибуты, содержащие наборы эталонных значений визуальных признаков объекта – распределения яркостей, текстур, сочетаний характерных точек или линий и т.п., что позволит адаптировать эталонное изображение к изменению текущих условий. Описание отношений содержит три поля: «Тип отношения», его «Значение» и «Объекты отношения» – указатели на объекты, которые связывает данное отношение. Некоторые атрибуты объектов и отношений являются мягкими понятиями, а счет этого достигается инвариантность описаний к изменению ракурса и масштаба, а также устойчивость к неточному описанию или искажению формы.

В данной работе показано, что предложенное в качестве альтернативы семантическое описание сцены, включающее описания объектов, атрибутов и отношений, удовлетворяет условиям: компактности по отношению к растровому описанию; устойчивости к изменению условий наблюдения; устойчивости к частичному загораживанию.

Экспериментальное исследование крутильной жёсткости волновой передачи с промежуточными телами качения

[1]Подшибнев В.А., [2]Самсонович С.Л., [1]Абдулин Р.Р.
[1]МНПК «Авионика», [2]МАИ, г. Москва, Россия

Одним из основных параметров исполнительных механизмов (ИМ) приводных систем, влияющих на их динамические характеристики, является жесткость механической передачи. Недостаточная жесткость или ее периодически меняющееся значение может привести к возникновению автоколебаний, вибрациям выходного звена ИМ.

Известно, что волновая передача с промежуточными телами качения (ВПТК), обладает наилучшими массогабаритными показателями по сравнению с другими известными типами механических передач, а также может выполнять роль опорного устройства при выборе кинематической схемы с остановленным сепаратором.

Однако особенностью силового взаимодействия ВПТК является периодическое изменение углов давления контактирующих элементов, что влияет на статические и динамические характеристики ВПТК, в том числе и на крутильную жесткость.

Для оценки влияния взаиморасположения элементов ВПТК разработаны экспериментальные стенды, позволяющие определить крутильную жесткость ВПТК как в режиме редуктора, так и в режиме мультипликатора при разных угловых положениях волнообразователя относительно жёсткого колеса для двух типоразмеров волновых редукторов, которые состоят: один – из одноступенчатой четырехрядной волновой передачи, второй – из двухступенчатой двухрядной волновой передачи.

По экспериментально полученным нагрузочным характеристикам определена крутильная жесткость данных механизмов. Выявлен ее периодических характер. Определены зависимости периода и относительной амплитуды пульсаций крутильной жёсткости от передаточного числа ВПТК.

Полученные результаты позволяют разработать уточненную динамическую модель ВПТК, отображающую изменение крутильной жесткости механической передачи, и более полно описать динамические характеристики приводов, построенных на основе ВПТК.

Методика обоснования рациональной точки прицеливания на основе теории рисков при действии по наземным объектам беспилотными авиационными комплексами

[1]Рыбалко А.Г., [1]Ананьев А.В., [2]Гончаренко В.И.
[1]ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж, Россия
[2]МАИ, г. Москва, Россия

Предлагаемая методика позволяет решать задачи планирования применения комплексов военного назначения – беспилотных летательных аппаратов малого класса (БпЛА МК), средств поражения – свободнопадающих неуправляемых контейнеров (СНК), снаряжаемых боеприпасами малого калибра, для нанесения ущерба легкоуязвимым наземным объектам. Специфика применения СНК – сброс с носителя как боеприпаса крупного калибра – требует особого внимания при выборе точки прицеливания.

Существующие методики выбора точки прицеливания основываются на вероятностном подходе и предполагают выполнение прицеливания в точку геометрического центра наземного объекта, либо непосредственно по каждой цели. Для случая применения БпЛА МК и СНК по малоразмерным объектам данные методики не подходят, так как не учитывают их особенности. Следовательно, полученные результаты оценки эффективности применения БпЛА МК и СНК с использованием существующих методик будут не в полной мере достоверны.

Сущность разработанной методики:

- декомпозиция наземной цели на N уязвимых зон, площади которых вписываются в площадь цели;
- выбор критерия (время восстановления агрегатов уязвимых зон) и определение показателей (трудозатраты, необходимые на замену агрегатов) риска нанесения ущерба наземной цели;
- определение весовых коэффициентов риска нанесения ущерба для каждой уязвимой зоны с помощью экспертных методов (метод анализа иерархий Томаса Саати);
- определение вероятности попадания СНК в уязвимые зоны с учетом положения точки прицеливания по дальности и по направлению и точностных характеристик БпЛА МК;
- использование формулы интегрального риска (первый сомножитель – вероятность попадания СНК в уязвимую зону, второй – весовой коэффициент риска для каждой зоны) для определения значения риска при смещении точки прицеливания в каждой итерации на один шаг по дальности и по направлению;
- построение трехмерной зависимости (поверхности) интегрального риска от положения точки прицеливания по дальности и по направлению;
- анализ полученных результатов и выбор рациональной точки прицеливания для данных условий.

Анализ результатов (экстремума поверхности), полученных с использованием методики, показал смещение точки прицеливания от предыдущего положения, определенного на основе вероятностного подхода. При этом прирост интегрального риска нанесения ущерба в этой точке составил 35% по отношению к предыдущей точке. Таким образом, обосновано положение рациональной точки прицеливания при действии БпЛА МК по наземной цели.

Проектирование отказобезопасной функции перемещения активной ручки управления по сигналам от системы автоматического управления

[1]Савельев А.С., [2]Неретин Е.С.
[1]Корпорация «Иркут», [2]МАИ, г. Москва, Россия

Безопасность полётов является основной целью компаний-разработчиков гражданских самолётов. Для достижения этой цели на этапе проектирования разработаны специальные стандарты. Так, каждая функция самолёта должна быть оценена с точки зрения влияния её нарушений на самолёт, экипаж и пассажиров.

Развития систем управления следует ожидать в применении активных ручек управления. Ключевым результатом внедрения активных органов должна стать функция отслеживания активной ручкой сигналов от системы автоматического управления (САУ). Данная функция позволит пилоту быть в контуре управления при автоматических заходах на посадку в условиях отсутствия видимости (категория IIIb ICAO).

В ходе исследования проведен предварительный анализ отказобезопасности для функции отслеживания активной ручкой сигналов от САУ. Данное исследование заключается в оценке функциональных опасностей и анализе дерева отказов.

Оценка функциональных опасностей показала, что отказное состояние «Ошибочное отслеживание ручкой сигналов от САУ» может привести к катастрофической ситуации в соответствии с авиационными правилами. В связи с этим её разработка должна вестись по уровню гарантии разработки «А».

Анализ дерева отказов разделил бюджет уровня «А» гарантии разработки на компоненты, обеспечивающие функцию, и выявил, что требуемые показатели к вероятности возникновения нарушения достижимы в промышленности как для вычислителей, так и для механических агрегатов.

В ходе дальнейших исследований необходимо проведение анализа общей причины, где будут сформированы требования по безопасности для подтверждения независимости причин отказов, а также выполнение процессов формирования алгоритмического обеспечения для функции отслеживания активной ручкой сигналов от САУ, валидации данных требований и верификации с использованием стендовых и летных испытаний.

Активные органы управления планируются к сертификации на самолёте МС-21. По результатам стендовых и летных испытаний самолёта МС-21 можно будет сделать вывод о вкладе активных органов управлении при автоматических заходах на посадку по категории IIIb ICAO.

Разработка и исследование плана эксперимента с использованием среды SimInTech

Селиванова В.А., Беклемищев Ф.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Экспериментальные исследования широко применяются на всех стадиях разработки, производства и эксплуатации различных средств автоматики и информационно-измерительной техники, входящих в состав авиационных робототехнических систем. Владение основами планирования эксперимента с использованием прикладных программ повышает эффективность работы исследователя, позволяя с наименьшими затратами решать многие практически важные исследовательские задачи. В тех случаях, когда исследуемые процессы протекают в изменяющихся условиях, т.е. зависят от большого числа переменных, необходимо применять методы планирования эксперимента, которые позволяют проводить исследования, одновременно варьируя необходимым количеством факторов.

В настоящей работе представлена последовательность разработки и исследования плана эксперимента с использованием среды динамического моделирования технических систем SimInTech. Проведение численного эксперимента рассмотрено на построении цифровой модели электрической схемы динамической системы. В процессе расчёта по заданным параметрам (сопротивление, ёмкость, индуктивность) определяются время переходного процесса и величина перерегулирования при помощи реализации двух схем автоматики «Определение перерегулирования» и «Определение времени переходного процесса». Для описания процессов, происходящих в электрической схеме, используется математическая модель в пространстве состояний. Величина перерегулирования определяется по реакции блока «Переменные состояния» на единичный входной сигнал в схеме «Определение перерегулирования»: для расчёта необходимо максимальное и установившееся значение выходного сигнала. График выходного сигнала в виде табличного файла двух переменных передаётся для дальнейшего расчёта в схему «Определение времени переходного процесса». Полученные времена являются значениями функции отклика, которые используются для подсчёта коэффициентов факторной модели при кодированном и натуральном значении факторов.

По представленной выше последовательности были реализованы модели полного факторного эксперимента и ортогонального центрального композиционного плана Бокса. Гибкость настройки модели в системе SimInTech позволяет дополнять представленные схемы для построения и других планов эксперимента.

Имитационные модели объектов управления в рулевых следящих системах

Синявская Ю.А., Корнилов В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

При проведении проектных и конструкторских работ при разработке рулевых следящих систем важное значение имеет полунатурное моделирование данных систем, реализуемое на базе полунатурных стендов, предназначенных для проведения экспериментальных исследований в лабораторных условиях. В настоящее время интенсивно развивается класс автоматизированных стендов, позволяющий реализовывать произвольные законы движение испытуемых систем и объектов управления. Основной проблемой при их реализации является адекватная имитация суммарного момента сопротивления объекта управления с применением алгоритмических, вычислительных и электронных систем.

В качестве варианта такого стенда рассматривается автоматизированный стенд, состоящий из испытуемого электропривода и привода-имитатора объекта управления. Данная система может быть определена как система синхронной передачи информации. Целью функционирования системы является синхронная реализация суммарного момента, создаваемого объектом управления при априорно заданных законах его движения. В общем случае в суммарный момент сопротивления входят инерционная составляющая нагрузки, диссипативные виды нагрузки – вязкое и сухое трение (модель с остановами), позиционная нагрузка, внешняя нагрузка. Однако в замкнутом контуре системы возникают помехи в процессе синхронного воспроизведения требуемого момента нагрузки – наличие паразитного момента инерции ротора привода-имитатора; эффект динамического торможения двигателя привода-имитатора; действие сил трения в процессе передачи требуемого момента от привода-имитатора к испытуемому приводу; наличие временного запаздывания в вычислительном блоке стенда.

В качестве «аналитического» метода компенсации помех разработан алгоритм изменения командного сигнала на привод-имитатор с учетом составляющих компенсирующих помех. «Структурная» компенсация выполняется введением обратных связей, охватывающих элементы структуры, на которые действует помеха. Такими связями являются связь по току двигателя привода-имитатора и связь по моменту, замеряемому с помощью тензодатчика, установленного на валу, соединяющем испытуемый привод и привод-имитатор.

Анализ нормативности отработки циклограмм бортовых вычислителей космических аппаратов с использованием автоматизированных систем

[1]Табаков Е.В., [2]Зинина А.И., [1]Косинский М.Ю., [1]Щелыкалин М.Ю.
[1]МОКБ «Марс», [2]МАИ, г. Москва, Россия

Рассмотрена разработка программного средства для упрощения анализа нормативности функционирования бортового программного обеспечения (ПО) в части нормативности отработки циклограмм бортового вычислителя, т.е. соответствия времен работы программных модулей в вычислителе космического аппарата (КА) номинальным значениям.

В процессе функционирования системы управления (СУ) КА происходит выполнение программных модулей (ПМ) в бортовом вычислителе по заданной циклограмме. В связи с тем, что СУ КА является системой «жёсткого» реального времени, корректность её работы зависит от степени использования ресурсов вычислителя программными компонентами.

Это приводит к необходимости контроля соответствия времён работы программных модулей заданным критериям. Данная задача решается на основе анализа телеметрической информации КА (ТМИ). Результатами этого анализа являются таблицы протоколов, которые содержат информацию о фактическом времени работы ПМ и его номинальных значениях, а также данные, полученные в результате их анализа. Ранее подобная работа осуществлялась вручную (в т.ч. поиск и подготовка исходных данных, их непосредственная обработка, проверка полученных результатов, формирование отчётности заданного формата).

Повсеместное развитие средств автоматизации достаточно успешно позволяет упростить проведение подобного анализа. С учётом внедрения на предприятии специализированной информационной системы автоматизации испытаний (САИ) предложено разработать программное средство для анализа использования ресурсов бортового вычислителя и формирования отчётной документации.

Особенностью предлагаемой программы является возможность её взаимодействия с сетевыми ресурсами САИ для осуществления загрузки и подготовки исходных данных, записи и последующего систематизированного хранения полученных результатов. При этом после обработки ТМИ с учётом технической документации производится автоматическое формирование суждения о нормативности результатов таймирования для каждого ПМ и отчёта заданного формата.

В результате разработанное программное средство упростило осуществление контроля функционирования бортового ПО в части нормативности отработки циклограмм вычислителя. В дальнейшем планируется расширение перечня контролируемых автоматически параметров работы вычислителя с использованием решающих правил.

Об учёте параметров ВДС установок ЛА на функционирование систем АВ

Тишков В.В., Тихонов К.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Для выполнения функциональных задач современные военные летательные аппараты (ЛА) могут оснащаться широкой номенклатурой авиационного вооружения (АВ). Установки АВ – системы, обеспечивающие применение АВ – по своему конструктивному исполнению весьма разнообразны. Если в качестве критерия классификации принять постоянство их нахождения в структуре ЛА, то они подразделяются на съемные и встроенные. Для размещения съемных установок существует система подвески, включающая в себя балочный держатель, переходную балку, пилон и т.д.

Для успешного применения АВ система управления должна учитывать ошибки, возникающие в процессе функционирования. Для современных боевых ЛА принято выделять информационные, методические, инструментальные, баллистические, технические и т. п. ошибки. К последней группе относится обширный класс ошибок, связанный с особенностью эксплуатации установок АВ.

Например, если рассматривать съемную установку АВ как механическую систему, можно выделить следующие ее особенности: наличие узлов крепления, которые могут обладать эффектом односторонности и иметь нелинейные жесткостные характеристики; изменение

массы системы в процессе функционирования за счет расхода элементов АВ; функционирование под действием существенно динамической силы. Все это приводит к необходимости рассматривать процесс колебания механической системы и определения параметров ее вибродинамического состояния (ВДС).

Современные IT-технологии позволяют применять системы твердотельного моделирования, которые дают возможность учесть особенности системы «крыло-переходная балка – балочный держатель установка АВ», а также на основе твердотельной модели построить конечно-элементную модель рассматриваемой системы и решить задачу с помощью метода конечных элементов.

Задача определения параметров ВДС решается в два этапа. Сначала определяются параметры собственных колебаний, а затем рассчитываются характеристики вынужденных колебаний. Зная перемещения узлов конечно-элементной сетки, можно, например, спрогнозировать процесс отклонения оси канала ствола авиационного автоматического оружия, вызванного вынужденными колебаниями. Проведенные исследования показали, что указанные отклонения вносят вклад в пределах 0,3-0,5 тысячных.

Применение методик машинного обучения в анализе технического состояния и идентификации отказов измерителей СН УАСП

Тупицын А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В современной системе эксплуатации высокотехнологичных управляемых авиационных средств поражения (УАСП) существует ряд методик контроля технического состояния. Многие из существующих методик предполагают наличие эталонного изделия, модели эталонного изделия или модели всего комплекса контроля. Однако реализация моделей не всегда бывает осуществима, так как разработчики модели (когда невозможно получить модель объекта контроля непосредственно от разработчика изделия), как правило, могут иметь только общее понимание устройства объекта контроля (ОК).

В условиях, когда нет возможности разработать модель объекта контроля или структура объекта контроля неизвестна, предлагается использовать ряд методик машинного обучения (ММО), которые с очень высокой точностью способны воспроизводить и имитировать результат работы эталонного объекта контроля.

Для применения предложенных методик требуется разработать и обучить алгоритмы. Для обучения алгоритмов, построенных на основе ММО, необходимо иметь несколько образцов результатов проверки ОК:

- результат проверки эталонного объекта контроля;
- результат проверки исправного объекта контроля;
- результат проверки объекта контроля, состояние которого близко к неисправному;
- результат проверки неисправного объекта контроля.

Кроме описанной выше возможности заменить модель ОК, подобные алгоритмы дают возможность не только оценить текущее состояние, но и сгенерировать модель ухудшения технического состояния ОК с течением времени для прогнозирования момента, когда состояние объекта контроля станет критическим и объект контроля станет полностью неисправным. Периодическое повторение процедур контроля с использованием предложенных алгоритмов способно повысить качество результатов прогноза.

Таким образом, применение методик машинного обучения в анализе технического состояния и идентификации отказов измерителей СН УАСП способно повысить качество, достоверность и точность получаемых результатов анализа.

Соревновательные технологии в изучении образовательной робототехники

[1]Фоченков А.И., [2]Будник А.А., [2]Соколов И.В., [2]Гданский Н.И.
[1]МАИ, [2]МГУТУ, г. Москва, Россия

Робототехника – одно из самых востребованных направлений научно-технического прогресса, органично соединяющее в себе знания и умения в области физики, математики,

информатики, программирования, микроэлектроники, современных информационных технологий и искусственного интеллекта.

Выделились два основных подхода к изучению робототехники в школе, которые представлены соревновательной робототехникой и STEM-робототехникой.

Соревновательные технологии в изучении образовательной робототехники — это инструмент, закладывающий прочные основы системного мышления. На практике обучение методам соревновательной робототехники включает:

• общее ознакомление с основными конструктивными компонентами робототехнических конструкций, а также с методами их конструирования;

• ознакомление с языками программирования и соответствующими средами программирования;

• изучение методов решения основных задач: движения роботов, выявление препятствий, перемещение по лабиринтам, захватывание различных объектов, управление манипулятором;

• ознакомление с правилами и регламентами соревнований, решение пробных заданий по конструированию и программированию заданного робота.

Основная часть кружков и профильных классов по робототехнике выстраивают учебный процесс по этой схеме. Обычно при правильной организации она обеспечивает хорошие результаты, поскольку решение значительного объема тренировочных задач обеспечивает успешное решение не только аналогичных, но и усложненных заданий за счет комбинирования известных решений. На практике знания, получаемые по описанной схеме подготовки, обычно не предусматривают общесистемную подготовку и ориентированы на участие в соревнованиях конкретного профиля.

Такой способ подготовки имеет ряд плюсов: соревновательная вовлеченность учащихся в новую предметную область, приобретение практических навыков конструирования. Участие в соревнованиях повышает самооценку учащихся, дает им дополнительный импульс для занятий робототехникой. Преподаватели, занимающиеся тренерской работой, также получают поощрения и возможности кадрового роста. Соответственно, происходит подъем престижа и самих образовательных учреждений. Данные факторы способствовали тому, что, начиная с 2002 года, в образовательных учреждениях РФ уже организовано более 3000 команд.

Безопасность взаимодействия человека и робототехнического комплекса с искусственным интеллектом

Чверткин А.Г., Ермакова Н.О., Боталов М.О.
МАИ, г. Москва, Россия

По традиции, говоря о безопасном взаимодействии человека и искусственного интеллекта (ИИ), вспоминают три закона А. Азимова. Все три эти закона носят гуманистический характер, но для практического применения не пригодны. Нужны принципиально новые подходы, учитывающие жизненные реалии. На разработку таких подходов и были направлены научные исследования коллектива авторов.

Активно применяется ИИ в промышленности, в медицине, в военной и в бытовой сфере и т.д. Как и во многих других случаях, военная отрасль оказалась «на передовой» применения искусственного интеллекта. В других государственных структурах, говоря о робототехнических комплексах, часто имеют в виду манипуляторы, управляемые человеком дистанционно. И хотя с их помощью выполняются серьёзные задачи, назвать их полноценными роботами нельзя.

Бытовые роботы, снабженные искусственным интеллектом, имеют недостаточно широкое применение в современном мире. Однако мы видим, что возможности применения более мощного ИИ в данной области есть, а значит необходимо именно сейчас решить вопрос безопасности взаимодействия человека и робототехнических комплексов с ИИ. Авторами было определено, что в перспективе наибольшего внимания к вопросу безопасного взаимодействия человека и робототехнического комплекса с ИИ потребуют именно бытовые роботы. Это связано с такими требованиями к ним, как: многофункциональность, работа без

оператора, нахождение непосредственно в среде человека, непредсказуемость элементов системы и т.д.

В ходе работы авторским коллективом было определено, что наиболее перспективными направлениями работы с робототехническими комплексами с ИИ являются:

• интуитивный подход Тьюринга (создание мышления, близкого к человеческому);

• символьный подход (создание новых правил в процессе выполнения программы);

• логический подход (основан на моделировании рассуждений ИИ);

• агентно-ориентированный подход (машина будет интеллектуальным агентом, воспринимающим окружающий его мир и воздействующим на него);

• гибридный подход (статистическое изучение, а также создание нейронных сетей).

В ходе прохождения стажировки в НПО «Алмаз» авторами была предложена методика взаимодействия человека и робототехнического комплекса с ИИ, в основе которой выбор приоритетных алгоритмов. Данная методика направлена на социализацию бытовых роботов, а следовательно, и на повышение безопасности взаимодействия человека и робототехнических комплексов с искусственным интеллектом.

Система автоматической замены аккумулятора на колесном роботе

Юрьев А.И., Баданов Н.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Цель работы – разработка и создание системы автоматической замены аккумулятора на колесном роботе, предназначенном для охраны воздушных судов (ВС) на стоянке.

Алгоритм работы системы состоит из двух этапов. На первом этапе робот перемещается от места стоянки ВС к месту его базирования, представляющему собой 10-футовый бокс. На втором этапе происходит загрузка робота в бокс и замена аккумулятора.

Перемещение от места стоянки ВС к месту его базирования предлагается организовать на основе использования технического зрения при движении робота вдоль нанесённой на поверхности аэродрома линии (меток). Ориентация робота внутри бокса достигается с помощью системы направляющих. Конструктивно аккумулятор представляет собой внешний корпус (контейнер для аккумулятора) с размещенной внутри аккумуляторной батареей. Такое исполнение контейнера обеспечивает защиту аккумулятора от внешнего механического воздействия. Замена аккумулятора производится с использованием экстрактора. Основные функции экстрактора: захват и извлечение разряженного аккумулятора из робота; установка аккумулятора в приёмник для разряженных аккумуляторов; перемещение к отсеку с заряженными аккумуляторами; захват и установка заряженного аккумулятора на борт робота. Для обеспечения процесса замены аккумуляторов экстрактором предлагается использовать специально разработанный ленточный конвейер, расположенный в боксе. Экстрактор после извлечения из рамы разряженного контейнера с аккумулятором оставляет его на конвейерной ленте, после чего лента подает ранее на ней размещенный контейнер с заряженным аккумулятором, который экстрактор захватывает и устанавливает на робот. Каждая операция по замене разряженных аккумуляторов экстрактором исполняется при подаче соответствующей команды (нажатии кнопки на пульте управления). Позиционирование робота на направляющих осуществляется и использованием установленного на борту лазерного дальномера. При этом для фиксации положения робота перед началом работы экстрактора используются специальные упоры для колес.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 17-08-00928.

7. Математические методы в аэрокосмической науке и технике

Исследование устойчивости коллинеарной точки либрации L1 в плоской эллиптической ограниченной фотогравитационной задаче трёх тел в случае равных масс притягивающих центров

Авдюшкин А.Н., Бардин Б.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается движение тела малой массы под действием двух других тел – притягивающих центров, движущихся по известным эллиптическим орбитам. Со стороны этих тел, помимо сил гравитационного притяжения, на тело малой массы действуют репульсивные силы светового давления. В такой постановке данную задачу называют ограниченной фотогравитационной задачей трех тел. В этой задаче существует частное решение – коллинеарная точка либрации L1, когда тело малой массы во все время движения находится на прямой, проходящей через притягивающие центры, и располагается между ними.

Устойчивость L1 исследовалась ранее в различных постановках. В частности, строгий анализ устойчивости L1 выполнялся в плоской ограниченной круговой фотогравитационной задаче трёх тел [1]. В [2,3,4] в первом приближении исследовалась устойчивость L1 в эллиптической задаче.

В данной работе выполнен нелинейный анализ устойчивости L1 в предположении, что массы притягивающих центров равны, а их орбиты являются слабоэллиптическими, т.е. эксцентриситет орбиты $e<<1$. Уравнения движения записаны в гамильтоновой форме. Анализ устойчивости выполняется на основе метода нормальных форм и КАМ-теории. Коэффициенты нормализованной функции Гамильтона были получены аналитически в явном виде. Установлено, что для почти всех значений параметров задачи при малых значениях эксцентриситета устойчивая в линейном приближении точка либрации L1 будет так же и формально устойчива. Неустойчивость же может иметь место лишь при наличии резонанса четвёртого порядка.

Исследование выполнено за счет средств гранта РНФ №19-11-00116 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

Литература:

1. Куницын А.Л., Турешбаев А.Т. О коллинеарных точках либрации фотогравитационной задачи трёх тел // Письма в Астрон. журнал 1983, Т.9. №7. С.432-435.

2. Тхай В.Н., Зимовщиков А.С. О возможности существования облачных скоплений микрочастиц в точках либрации двойной звезды // Астрон. журнал. 2009. Т.86, №6, С.598-606.

3. Зимовщиков А.С., Тхай В.Н. Диаграммы устойчивости для гетерогенного ансамбля частиц в коллинеарных точках либрации фотогравитационной задачи трех тел // ПММ 2010, Т.74. Вып.2. С.221-229.

4. Бардин Б.С., Авдюшкин А.Н. Исследование устойчивости коллинеарной точки либрации в одном частном случае ограниченной фотогравитационной задачи трёх тел // LIV Всероссийская конференция по проблемам динамики, физики частиц, физики плазмы и оптоэлектроники: Тезисы докладов. М: РУДН. 2018. С.151-155.

Численные методы решения задачи диффузии в бинарных многофазовых сплавах

Александрова С.С., Овчарова П.А., Жуков Е.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассмотрены методы решения трехмерного нестационарного уравнения диффузии с учетном диффузионной гомогенизации вещества и фазовых переходов, без химических реакций. С одной стороны, диффузия растворенных элементов будет вызывать образование фаз включения, влияющих на механическое равновесие, свойства и диффузионность.

Приведена математическая модель указанной задачи, представлено краткое описание рассматриваемых численных методов и указаны границы их применимости.

За основу взята модель, описывающая процессы диффузии и теплопроводности в различных фазах с движущейся границей раздела – задача Стефана. В этой модели изменения фазового состояния вещества рассматриваются с точки зрения движения границы раздела фаз. Дискретная постановка этой задачи была получена для метода контрольного объема (инетгрально-интерполяционный метод), метода сглаживания теплофизических характеристик, метода ловли фронта в узел сетки. Описан конечно-элементный подход к решению задачи, рассмотрены две схемы дискретизации по времени: явная и неявная схемы решения для одно-, двух- и трехмерной задачи диффузионной гомогенизации в ограниченном объеме.

Показано, что для задачи Стефана с одним фронтом раздела фаз использование явных равномерных схем приводит к существенному увеличению времени расчета, а схема Кранка–Николсона может расходиться вблизи фронта (в двухфазной области). Выяснено, что наиболее эффективным из рассмотренных является метод ловли фронта с неявной, неравномерной по времени схемой. Для многофронтовых задач предпочтительнее метод сглаженных теплофизических характеристик с неявной схемой. Помимо этого, применялся метод сокращения количества узлов при сокращении размеров соответствующей фазы, что позволило уменьшить время счета.

Проведены тестовые расчеты для двухфазной системы медь-серебро при различных начальных условиях; рассчитаны погрешности методов.

Исследование бифуркации периодических движений симметричного спутника, рождающихся из его конической прецессии

Антипов А.А., Бардин Б.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается движение динамически симметричного спутника (твердого тела) относительно центра масс. Считается, что центр масс спутника движется по некоторой заданной кеплеровской орбите.

При движении центра масс спутника по круговой орбите возможны частные стационарные движения спутника, представляющие собой регулярные прецессии [1]. Если ось динамической симметрии спутника во все время движения перпендикулярна скорости его центра масс и составляет фиксированный угол с нормалью к плоскости орбиты, а сам спутник равномерно вращается вокруг своей оси динамической симметрии, то имеет место так называемая коническая прецессия. На эллиптической орбите коническая прецессия невозможна, но представляет интерес задача о периодических движениях спутника, близких к его конической прецессии [2].

В предположении, что эксцентриситет орбиты мал, в работе применяется метод малого параметра для аналитического построения периодических движений спутника, рождающихся из его конической прецессии. В случае внешнего резонанса, когда частота собственных колебаний в окрестности конической прецессии кратна частоте возмущения, вызванного эллиптичностью орбиты, для построения указанных периодических движений применялись методы, разработанные в [3,4,5]. На основе этих методов была построена поверхность разветвления, разделяющая трехмерное пространство параметров задачи на две подобласти, в одной из которых существует только одно семейство периодических движений, а в другой – три. Все указанные периодические движения были получены аналитически в виде рядов по дробным степеням эксцентриситета.

Результаты данной работы получены в Московском авиационном институте (Национальном исследовательском университете) в рамках выполнения государственного задания (проект № 3.3858.2017/4.6).

Литература:

1. Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. – М.: Издательство МГУ. 1975.

2. Чеховская Т.Н. Резонансные периодические движения осесимметричного спутника на эллиптической орбите // Космические исследования. 1986. Т. 24, № 1. С.15-23.
3. Бардин Б.С. О ветвлении периодических решений системы, близкой к системе Ляпунова // ПММ. 1999. Т.63. № 4. 538-547.
4. Бардин Б.С. Периодические решения систем близких к системам Ляпунова – М: Изд-во МАИ, 2005, 60с.
5. Bardin B.S. Periodic solutions of nearly Lyapunov system in the external resonance case // Reports on Mathematical Physics, 2000, Vol. 46 № 1/2, 27-34.

Раздача дозвукового потока в веер каналов произвольной ориентации и различных поперечных сечений

Барсегян О.С., Дубравин Ю.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Математическое моделирование участков каналов с локальными, конечными по величине воздействиями на поток газа в них в виде: скачка площади сечения канала, подвод – отвод тепла, массы через боковые патрубки, излом оси канала – сводится к альтернативе. Первый-3D моделирование и численная реализация с помощью газодинамических пакетов программ; второй – моделирование на основе законов сохранения газодинамики в интегральной форме с осреднением параметров состояния среды на характерных участках поверхности узла и одномерной трактовке течения на его границах. Последний метод, несравнимо менее затратный, обеспечивает получение интегральных характеристик потока, но в перечисленных задачах приводит к незамкнутой системе уравнений и к необходимости формулировки дополнительных гипотез. Все гипотезы, применительно к рассматриваемым узлам, в различной степени нарушают законы сохранения и (или) 2-е начало термодинамики.

В задаче используется второй подход и присутствуют почти все виды воздействий. Поток рассматривается как совокупность трубок тока, имеющих общее начало и общее среднее давление на боковой поверхности трубок в зоне перестройки частей потока из начального состояния в конечное, определяемое конструкцией узла. Проблема незамкнутости решается методом (Дубравин Ю.А. ПМТФ 1989. №3. 1995. Т. 36, № 4), основанным на выводах анализа 1-го и 2-го начал термодинамики о независимости термодинамической функции – коэффициента восстановления давления – от геометрических аргументов (скачок площади, излом оси канала). В общем случае метод приводит к необходимости решения систем нелинейных алгебраических уравнений порядка 2(n-1) (n-1 – число ветвей в веере), а для малых чисел Маха решение получено в явном виде. Рассмотрены различные приложения при комбинации воздействий: получение трансзвукового потока, равных скоростей, равных давлений в выходных сечениях ветвей и т. п. В сопоставимых условиях полученные решения совпадают с известными аналогичными задачами.

Задача может быть полезной при: проектировании и расчетах элементов энергетических машин и газотранспортных систем; «сшивании» в узел участков нестационарных и стационарных одномерных потоков; решении задач распада произвольного разрыва.

Нелинейный анализ орбитальной устойчивости маятниковых движений волчка Ковалевской с горизонтально вибрирующей точкой подвеса

Беличенко М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе рассматривается движение тяжёлого твёрдого тела с геометрией масс, отвечающей случаю Ковалевской, в предположении, что одна из точек тела (точка подвеса) совершает горизонтальные колебания малой амплитуды и большой частоты (вибрации). Изучен вопрос о существовании и орбитальной устойчивости маятниковых движений тела, при которых тело совершает движения вокруг фиксированной горизонтальной оси.

Показано, что маятниковые движения могут совершаться в двух вертикальных плоскостях, одна из которых содержит линию действия вибраций, а другая перпендикулярна ей. В плоскости, содержащей ось вибраций, радиус-вектор центра масс тела может либо совершать

колебания около нижнего или бокового положений равновесия, либо вращаться. В плоскости, перпендикулярной линии действия вибраций, возможны лишь колебания около нижнего положения равновесия и вращения тела. Указанные движения были проинтегрированы.

Методами гамильтоновой механики проведено исследование орбитальной устойчивости полученных движений по отношению к пространственным возмущениям. Получено, что для колебаний волчка около нижнего положения в плоскости, содержащей ось вибраций, вблизи нижнего уровня энергии для всех значений интенсивности вибраций существуют области устойчивости. Для колебаний тела около бокового положения равновесия во всей области параметров преобладают области устойчивости. Для вращений в плоскости, содержащей ось вибраций, области устойчивости не обнаружены. Движениям тела в плоскости, перпендикулярной оси вибраций, отвечают лишь небольшие области устойчивости.

Также для указанных движений был проведён нелинейный анализ устойчивости. Построены кривые вырождения, и проверены критерии устойчивости на резонансных кривых третьего и четвёртого порядков.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект 19–11–00116) в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

Сравнение комбинированных кинетическо-гидродинамических моделей различных порядков на примере течения Куэтта

Березко М.Э., Никитченко Ю.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Формулировка граничных условий на твердой поверхности для систем моментных уравнений представляет существенные сложности. Строгая формулировка таких граничных условий получена только для модели Навье–Стокса–Фурье (НСФ), являющейся неполной системой моментных уравнений 2-го порядка. В условиях высокой неравновесности модель НСФ с соответствующими ей граничными условиями значительно завышает коэффициент трения на обтекаемой поверхности. Ранее авторами была предложена комбинированная модель течения, дополняющая модель НСФ в пристеночной области кинетическим уравнением с соответствующими граничными условиями. Такое комбинирование гидродинамической и кинетической моделей позволило существенно улучшить решение в пристеночной области.

В настоящей работе предложена комбинированная физико-математическая модель течения, использующая в пределах кнудсеновского слоя модельное кинетическое уравнение многоатомных газов, в остальной расчетной области – систему моментных уравнений 3-го порядка (СМУ3). В области сшивания моделей восстанавливается аппроксимирующая функция распределения, представляющая собой разложение локально-равновесной функции Максвелла по степеням тепловой скорости. Параметры разложения (неравновесные напряжения и моменты 3-го порядка) определяются в приближении модели СМУ3.

На примере решения тестовой задачи о течении Куэтта показано, что этот вариант комбинированной модели дает гладкие решения в области сшивания моделей и обладает удовлетворительной точностью описания поля течения в широком интервале чисел Кнудсена и Маха. Проведено сравнение обоих вариантов комбинированной модели. Анализ результатов показал, что использование в комбинированной модели гидродинамической составляющей СМУ3 позволяет расширить приемлемый по точности решения интервал чисел Кнудсена примерно на порядок, а числа Маха могут быть увеличены до гиперзвуковых значений.

Построение высокоточного прогноза движения земного полюса

Вэй Я.С.
МАИ, г. Москва, Россия

На основе численно-аналитического подхода исследуются нерегулярные эффекты колебательного процесса земного полюса, связанные с изменением чандлеровской и годичной компонент. Колебательный процесс движения земного полюса содержит две основные компоненты: чандлеровскую и годичную, параметры которых существенно изменяются [1].

Эти изменения носят квазипериодический характер. При смене колебательных режимов земного полюса (при изменении средней за 7 лет частоты обращения полюса вокруг центральной точки) его движение существенно отличается от движения "со средними параметрами". Это приводит к необходимости модификации модели прогноза его движения для соответствующих интервалов времени. В работе показано, что изменение колебательного режима полюса возможно только при среднем за год значении частоты обращения полюса вокруг центральной точки от 0.9 до 0.95 цикла в год. Упрощенное прогнозирование движения земного полюса при смене режимов колебаний может быть выполнено по методу “взвешенных” наименьших квадратов. Для этого необходимо по высокоточным измерениям аккуратно оценивать в реальном времени или с удовлетворительным временным запаздыванием момент изменения соотношения амплитуд чандлеровской и годичной гармоник (когда их отношение окажется близким к единице). Построение такого алгоритма и его реализация должны учитывать все нюансы различных режимов колебательного процесса земного полюса, что сопряжено с проведением ряда трудоемких численно-аналитических экспериментов. Для этого в алгоритме учитываются известные регулярные свойства колебательного процесса полюса, что дает наилучший результат по сравнению с численным подходом.

Оценка эффективности воздухозаборника NACA при изменении его параметров: формы профиля на язычке и ширины входа в тракт

Галеев С.И.
КВЗ, г. Казань, Россия

В настоящей работе представлен CFD-расчёт воздухозаборника NACA в составе вертолёта с целью определения его оптимальной геометрии для системы вентиляции пассажирской и пилотской кабины в эксплуатационном диапазоне скоростей полёта.

Воздухозаборник NACA – напорный, поэтому он должен создавать положительное избыточное давление на входе в тракт системы вентиляции. В работе решаются следующие задачи:

1. Оценить влияние изменения площади сечения на входе в тракт и формы аэродинамического профиля на язычке на скоростной напор на входе и на величину аэродинамического сопротивления;
2. Оценить влияние изменения параметров на величины расходов и скоростей на выходе из патрубков вентиляции;
3. Определить оптимальную геометрию воздухозаборника, удовлетворяющую требованиям пункта 29.831(а) Авиационных Правил (АП-29).

Для оценки эффективности воздухозаборника при изменении формы аэродинамического профиля на язычке при прочих неизменных параметрах проведены расчеты в двух конфигурациях – вариант воздухозаборника с аэродинамическим профилем на язычке (базовый) и со скруглением.

Для оценки эффективности воздухозаборника при изменении площади сечения при прочих неизменных параметрах проведены расчеты в конфигурации с базовой и увеличенной шириной входа.

В результате расчётов получена оптимальная геометрия напорного воздухозаборника NACA, удовлетворяющая требованиям АП-29.

Многокритериальный анализ при выборе органических материалов для авиационных энергоисточников на основе солнечных батарей

Гвоздкова Ю.Д., Горбачев С.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Анализ перспектив применения солнечных батарей в летательных аппаратах (ЛА) на различных стадиях полетов показал, что использовать указанные источники энергии целесообразно только в системах бортового питания ЛА или в легких самолетах, не развивающих больших скоростей [1]. Главные критерии оценки конкурентоспособности

солнечных батарей, изготовленных из различных материалов, – КПД, долговечность, стоимость, экологичность [2]. К основным преимуществам органических фотоэлементов по сравнению с неорганическими относятся потенциальная низкая стоимость и экологичность, малый вес, гибкость, полупрозрачность [3,4]. В научном сообществе нет единого мнения о том, какие органические соединения являются наиболее подходящими для солнечных батарей. Целью данного исследования стала разработка универсальной методики многокритериального сравнительного анализа всех этапов жизненного цикла материалов из органики, на основе которых можно создавать фотоэлементы для авиации и космонавтики. Указанную методику предлагается реализовывать с помощью метода анализа иерархий с уровнями цели, экспертов, критериев и решений, метода Монте-Карло и компьютерной программы, написанной на VBA для приложения MS Excel 2010 [5].

Литература:

1. Гвоздкова И.А., Гвоздкова Ю.Д. Оценка перспектив замещения традиционного авиационного топлива солнечными батареями // Актуальные проблемы управления – 2018. Материалы 23-й Международной научно-практической конференции. Государственный университет управления. М. 2019. Вып. 2. С. 137-141.

2. Гвоздкова Ю.Д. Многокритериальная экспертная оценка материалов для авиационных энергоустановок на основе солнечных батарей // Гагаринские чтения 2019: Сборник тезисов докладов XLV Международной молодёжной научной конференции. М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). 2019. С. 770-771.

3. Lizin S., Van Passel S., De Schepper E., Maes W., Lutsen L., Mancab J., Vanderzandeb D. Life cycle analyses of organic photovoltaics: a review // Energy and Environmental Science. 2013. V. 6. P. 3136.

4. Xue R., Zhang J., Li Ya., Li Yo. Organic Solar Cell Materials toward Commercialization // Small. 2018. V. 14(41). P. 24.

5. Гвоздкова Ю.Д., Гвоздкова И.А., Курочкин А.В., Черняев А.В. Информационная система оценки экологической безопасности авиационных материалов и технологий методом анализа иерархий // Информационные технологии. 2019. Т. 25. №3. С. 185-192.

О стабилизации равномерных вращений и положения равновесия спутника с помощью одного гиродина

Гладун А.В.

УИГА, г. Ульяновск, Россия

Рассматривается задача активной стабилизации вращательного движения спутника с помощью одного гиродина – двухстепенной гироскопической системы, состоящей из ротора и гирокамеры. Ротор закреплен внутри гирокамеры и вращается с постоянной угловой скоростью. Уравнения движения механической системы, описывающей движение спутника, несущего один гиродин, записаны в предположении, что ротор является шаровым, а гирокамера динамически симметрична относительно своей оси вращения. Для различных случаев расположения гиродина на спутнике получены стационарные решения системы, являющиеся положениями относительного равновесия и равномерными вращениями спутника.

Так как модуль вектора кинетического момента системы есть величина постоянная, то рассматриваемая система не является управляемой по всем переменным. Однако для стабилизации вращательного движения спутника достаточно свойства управляемости по части переменных, характеризующих угловую скорость и положение спутника в пространстве. Для значений переменных, которые характеризуют движение гиродина, нужна лишь ограниченность.

Выделены случаи управляемости системы по части переменных по линейному приближению в окрестности найденных стационарных движений. Построены управления, осуществляющие стабилизацию равномерных вращений и положения равновесия спутника. Под положением равновесия понимается такое состояние спутника, при котором его угловая скорость вращения равна нулю и остается таковой в дальнейшем. Под равномерным

вращением понимается вращение спутника с постоянной угловой скоростью вокруг какой-либо фиксированной оси. Для построения управлений исходная система приводится к системе специального вида, для которой стабилизация достигается путем выбора собственных чисел матрицы линейного приближения. Как мнимые, так и действительные части собственных чисел этой матрицы подбираются таким образом, чтобы минимизировать норму управления с обратной связью. Приводятся результаты численного моделирования.

Моделирование деградационных изменений электромеханических узлов антенных систем

Горбунов М.С., Лисов А.А., Чернова Т.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Антенные системы находят широкое применение в различных областях техники и жизни общества. Задачи ориентации, определения направлений, мест нахождения объектов, их координат в космических системах, в авиации, в навигации, в маркшейдерии решаются с применением антенных систем. Важнейшие функции привода и управления в антенных системах выполняют электромеханические преобразователи, являющиеся по надёжности эксплуатации «слабым звеном», во многом определяющим работоспособность антенной системы, потому проблемы эксплуатационной безопасности электромеханических узлов антенных систем, их деградационного износа, старения являются актуальными.

Для повышения эффективности эксплуатации технических устройств необходимы методы учета деградационного изменения каждого конкретного объекта, работающего в конкретных условиях эксплуатации. Математические модели деградационного изменения объектов являются основой для идентификации фактического состояния этих объектов, для прогнозирования поведения объекта в будущем, оценки его остаточного ресурса, предупреждения момента отказов, обеспечения безотказного функционирования, для исключения аварийных ситуаций.

В работе предложен подход к системному исследованию деградационного изменения электромеханических узлов систем управления антеннами, имитационно отражающий деградационные изменения объекта в виде дискретных временных рядов, с установлением аналитических закономерностей их изменения путём аппроксимации временных рядов регрессионным методом наименьших квадратов и прогнозирования с последующей оценкой остаточного ресурса; определены критерии и разработана методика, реализованная на ЭВМ, оценки фактического состояния, деградационного износа и остаточного ресурса электромеханического привода по его характеристикам в режиме выбега: по функциям угасания напряжений в фазах статора и механического вращения ротора при торможении.

На основе проведённого исследования разработано практическое средство прогноза режимов эксплуатационной безопасности электромеханических узлов систем управления антеннами, оценки их остаточного ресурса, предупреждения моментов отказов. Разработка используется в процессе эксплуатационной модернизации систем управления антеннами и состоит во введении системы текущего контроля над состоянием электромеханических узлов систем управления антеннами и предупреждения их отказов.

Выделение сезонной компоненты в ARMA-модели с помощью рядов Фурье

Горяинов А.В., Анисимова А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Сезонная компонента временного ряда может не только представлять интерес для исследования, но и мешать анализировать временной ряд. Поэтому актуальной является задача её нахождения и исключения из ряда – так называемое сезонное сглаживание. В докладе рассматривается метод, основанный на использовании одномерных рядов Фурье с последующим сглаживанием ряда.

Строится регрессионная модель, где за характеристики сезонности взяты функции синусов и косинусов со своими периодами.

Коэффициенты регрессии находятся по стандартным формулам. Таким образом выделяются высокочастотные составляющие ряда, то есть сезонная компонента, что позволяет исключить её из ряда. В случае сильно зашумлённых данных необходимо применить сглаживание линейной стационарной моделью. В качестве модели могут быть использованы авторегрессия первого или второго порядка, скользящее среднее первого или второго порядка и смешанная модель ARMA. Для идентификации модели обычно исследуется поведение автокорреляционной функции. В докладе рассматриваются все перечисленные модели и сравниваются их среднеквадратические ошибки.

Анализ проводился по реальным данным. После удаления сезонной компоненты ряд стал стационарным, однако всё равно потребовалось сглаживание для удаления влияниях иных факторов. Сравнение среднеквадратических ошибок для моделей AR(1), AR(2), MA(1), MA(2) и ARMA(1,1) показало, что минимальной является СК-ошибка в модели ARMA(1,1) Значения оценок параметров модели на рассматриваемых данных получились равными 0,2391058 и 0,0809162. Оценка дисперсии обновляющего процесса получилась равной 7401307.

При том, что дисперсия исходных данных была равна 8009287, среднеквадратические ошибки после применения модели с рядом Фурье и после сглаживания составили 3937182 и 3373257 соответственно. Эти значения показывают, что сглаживание уменьшило погрешность. В дальнейшем этот метод можно использовать для прогноза временного ряда.

Литература:

1. Бокс Дж., Дженкинс Г. Анализ временных рядов: прогноз и управление. М.: Мир. 1974.

2. Ширяев А.Н. Основы стохастической финансовой математики. Т. 1: Факты, модели Электронное издание. М.: МЦНМО. 2016.

3. Горяинова Е.Р., Панков А.Р., Платонов Е.Н. Прикладные методы анализа статистических данных. М.: ИД Высшей школы экономики, 2012.

Моделирование напряжённо-деформированного состояния термоупругодиффузионного слоя

Давыдов С.А., Земсков А.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Развитие различных областей технологии обработки конструкционных материалов требует разработки новых и более совершенных математических моделей для детального описания воздействия различных факторов на обрабатываемый материал. Одним из перспективных подходов, дающих возможность наиболее точно аналитически описать широкий спектр технологических процессов, является построение моделей связанных физико-механических полей. Примером является модель термомеханодиффузионных процессов. Она описывает взаимодействия полей температуры, перемещения и концентраций в многокомпонентной среде.

Актуальность направления исследования подтверждается наличием множества работ различных российских и международных научных центров. Большинство работ посвящено решению статических, квазистатических и стационарных задач термомеханодиффузии. Однако наибольшие как интерес, так и трудность представляют нестационарные связанные одномерные и двумерные задачи термомеханодиффузии. В этих работах решение сводится к преобразованию Лапласа по времени, обращение которого сопряжено с большими математическими трудностями. В связи с этим чаще всего в вышеперечисленных работах для перехода к оригиналам применяются численные алгоритмы и готовые пакеты вычислительной математики и механики.

В данной работе рассматривается одномерная нестационарная задача термоупругой диффузии для однородного многокомпонентного слоя под действием динамических нагрузок. Для описания возмущений среды, распространяющихся с конечной скоростью, используется локально-равновесная модель связанной термоупругой диффузии, включающая уравнения движения упругой среды, теплопереноса и массопереноса. Приняты во внимание эффекты перекрёстной диффузии. Начальные условия приняты нулевыми.

Решение задачи ищется в интегральной форме, представляющей собой свёртку по времени функций Грина и граничных условий. Для нахождения функций Грина используются преобразование Лапласа по времени и разложение в ряды Фурье по пространственной координате. В результате преобразований трансформанты гармоник искомых функций выражаются как рациональные дроби относительно параметра преобразования Лапласа. Их оригиналы находятся с помощью известных теорем и таблиц операционного исчисления. Такой подход позволяет свести к минимуму использование численных алгоритмов и провести анализ полученных функций Грина. Рассмотрен расчётный пример.

О новом типе спутникового отражателя лазерных импульсов

Денисова И.П., Гавриш О.Н., Пасисниченко М.А., Рыбаков В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В научной литературе появились работы, которые представляют собой отдельные фрагменты на пути к созданию перспективных интеллектуальных лазерных станций нового поколения. Характерной их чертой является глубокое обоснование математической модели процесса распространения световых импульсов при локации космических аппаратов в неинерциальной системе отсчёта вращающейся Земли, модификация бортовых отражателей этих импульсов с целью увеличения потока световой энергии, поступающего на приёмный телескоп лазерной станции, а также компьютеризация управления основными блоками, задействованными в этом процессе, и в первую очередь, компьютерная система наведения лазерного луча.

В настоящем докладе доказываются три теоремы, которые обосновывают три основные части математической модели процесса лазерной локации с использованием подвижного приемного телескопа. Как показали расчёты, на приемный телескоп лазерной станции зачастую приходит недостаточное для регистрации количество световой энергии. Использование подвижного приемного телескопа, который необходимо под управлением компьютера перемещать на автомобиле по Земле за максимумами отражённых импульсов, позволяет увеличить количество световой энергии, регистрируемой этим телескопом, более чем в 100 раз по сравнению с количеством световой энергии, регистрируемой стационарным приемным телескопом лазерной станции.

Кроме эффектов, вызываемых неинерциальностью движения лазерной станции, имеется ещё одна причина, которая ограничивает или даже делает невозможной локацию космических аппаратов на больших дальностях, так как поток световой энергии, принимаемый на лазерной станции, убывает обратно пропорционально четвёртой степени дальности. Поэтому в научной литературе изучается возможность использования на космических аппаратах особых устройств, которые должны принимать световой импульс от лазерной станции, усиливать его и спустя фиксированное время посылать с помощью бортового лазера обратно на лазерную станцию. Основной нерешённой проблемой при этом способе является ориентация бортового лазера таким образом, чтобы центр переизлученного импульса попал на лазерную станцию. В настоящем докладе описывается алгоритм вычисления требуемой ориентации переизлучённого бортовым лазером светового импульса, когда отражатель работает в режиме такого устройства.

Методика оценки гидроудара в магистралях питания ракет-носителей

Диесперов Н.В.
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва, Россия

В связи с разработкой новой российской ракеты-носителя и стартового комплекса для неё, встаёт актуальная задача по формированию методики для расчёта гидроудара в магистрали заправки в ходе предстартовой подготовки. Методика должна обеспечить расчёт сложной магистрали, которая состоит из нескольких соединённых участков различной длины, диаметра, угла наклона к поверхности, а также имеет конечное время закрытия заправочно-сливного клапана (ЗСК) в конце магистрали. Кроме того, методика должна учитывать сопротивления на участках магистрали. По результатам расчётов произведена оценка

гидроудара в магистрали. Кроме того, полученная методика позволяет рассчитать давление и скорость в любой точке магистрали в любой момент времени.

Течение компонента топлива (КТ) в магистрали заправки описывается традиционными уравнениями гидродинамики с учётом силы тяжести, сопротивлений трения, местных сопротивлений, а также углам между вектором силы тяжести и вектором скорости. Для решения задачи на каждом участке магистрали уравнения гидродинамики записываются вдоль характеристик – линий, где параметры среды меняются скачком и, соответственно, производные обращаются в ноль. Каждый из параметров записывается в трёх точках на двух пересекающихся характеристиках. Зная значения параметров в точках 1,2, посредством решения системы уравнений находятся значения параметров в точке 3. Система уравнений (1),(2) записывается для каждого из семи участков магистралей, дополняется начальными и граничными условиями, после чего решается совместно с применением ЭВМ. Граничные условия на правом крае формируются на основании скорости изменения расхода при закрытии ЗСК. В данной задаче задавался линейный закон.

Универсальный способ построения рецепторных геометрических моделей объектов сложных технических форм

Е В.Т.
МАИ, г. Москва, Россия

Среди методов геометрического моделирования для задач автоматизированного проектирования рецепторный (иначе – воксельный) метод занимает особое место. Он эффективен при решении одних задач (прежде всего автоматизированной компоновки) и совершенно непригоден для других. Главная сложность в том, что он является методом внутримашинного представления геометрии объекта, в то время как конструктор при проектировании оперирует параметрической моделью объекта. Поэтому для эффективной реализации рецепторного метода необходимо решить проблему преобразования параметрической геометрической модели в рецепторную.

Анализ имеющихся публикаций показывает, что различными авторами разработаны свои методы создания рецепторных моделей из параметрических лишь для объектов класса «примитивы» и «композиция примитивов». Поэтому чрезвычайно важной представляется разработка универсального метода формирования рецепторных моделей для объектов сложных технических форм.

В докладе описан подход к решению поставленной задачи. Сущность нашего подхода – преобразование твердотельной модели, созданной в какой-либо CAD-системе, в рецепторную матрицу. Сначала в физическую, т.е. в сцену, в которой твердотельная модель дискретизируется на кубики с размерами рецептора, а затем в математическую – трехмерный массив с бинарными кодами из нулей и единиц.

Создание физической рецепторной матрицы осуществляется средствами самой CAD-системы, позволяющей диагностировать принадлежность одиночного рецептора моделируемому объекту. Фиксация факта пересечения или непересечения одиночного рецептора заданного положения в физической рецепторной модели передается в виде кодов «1» и «0» в математическую рецепторную модель, представляющую собой трёхмерный бинарный массив. Все эти действия запрограммированы в виде макросов, выполнение которых должно поддерживаться используемой CAD-системой.

Показаны примеры практического применения описанного метода для решения практических проектных задач, и проведена оценка затрат процессорного времени на построение физической рецепторной модели в зависимости от размера рецептора и геометрической сложности объекта. Действия по преобразованию данных из твердотельной модели в рецепторную реализованы в виде программ на языке C#.

Проектный анализ емкостной металлокомпозитной конструкции

Егоров А.В.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Емкостные металлокомпозитные конструкции представляют собой двухслойные оболочечные конструкции, в которых на внутренний металлический слой (лейнер) намотана композитная оболочка. Особенность проектирования подобных конструкций состоит в анализе возможности их расслоений при эксплуатации, вызванных локальной потерей устойчивости лейнера. Поэтому проектировочный расчёт двухслойной ёмкости должен включать взаимодействие лейнера и композитной оболочки на поверхности контакта с односторонней связью. Механическое поведение конструкции зависит от соотношения жесткостей лейнера и композитной оболочки. В данной работе рассматривается вариант ёмкости с пластичным (алюминиевым) лейнером и жёсткой (углепластиковой) наружной оболочкой, что отражается на прогибах лейнера при нагружении ёмкости внутренним давлением и последующей разгрузке. В отмеченной постановке решение проектировочной задачи возможно только с применением численных расчётов.

Для анализа напряжённо-деформированного состояния емкостной металлокомпозитной конструкции выбран программный комплекс LS-DYNA в динамической постановке с применением объёмных конечных элементов. Конструкция считается геометрически и физически нелинейной. Определяется трёхмерное напряжённо-деформированное состояние конструкции в режиме реального времени. Это даёт возможность устанавливать момент начала расслоения металлокомпозитной ёмкости и факт локальной потери устойчивости лейнера, что ориентирует проектировщика в процессе создания новой конструкции. Приведён пример проектировочного анализа металлокомпозитного баллона давления.

Создание метода форсированной оптимизации композитного многозамкнутого кессона крыла и горизонтального оперения ЛА при статическом нагружении

[1]Елкин А.С., [2]Рыжова Е.С.
[1]НИК, [2]МАИ, г. Москва, Россия

При проектировании планера летального аппарата (ЛА) остаётся актуальным повышение эффективности конструкции агрегатов и уменьшение массы самолёта. Для решения данных задач необходимо разрабатывать новые подходы и совершенствовать существующие методы проектирования и оптимизации конструкции.

В данной работе предложен метод оптимизации конструктивно-силовой схемы крыла и оперения ЛА. Оптимизация считается завершенной, если достигнуто условно равнонапряжённое состояние конструкции, а значит конструкция имеет минимальную массу. Необходимо задать следующие параметры: основные геометрические параметры математической модели, ориентацию волокон и количество слоёв в композите, нагрузки и технологические ограничения. Для получения оптимальной конструкции принимается, что каждый элемент воспринимает только определенный тип нагрузки (сдвиг, растяжение или сжатие).

Предложенный метод уменьшает количество итераций, т.е. сокращает время проектирования. Сначала проводится статический анализ конечно-элементной (КЭ) модели., затем определяются необходимые свойства элементов, например, толщины в панели крыла, на основе отношения допустимых и выходных параметров. Далее проводится анализ полной и местной потери устойчивости. На основе этого анализа определяется тип и количество стрингеров для панели, а также рёбер жесткости для вертикальных стенок.

Для уменьшения количества итераций вычисляются экстраполяционные коэффициенты на основе данных о характере нагрузок. Их использование в приведенном выше алгоритме оптимизации позволяет прогнозировать перераспределение жесткостей в конструкции и предугадывать необходимые параметры КЭ-элемента. Конструкция является оптимизированной, если достигается заданный разброс напряжений, например, 10%, и удовлетворяются критерии прочности и устойчивости.

В работе описан способ получения экстраполяционных коэффициентов оптимизации для различных видов нагрузок на примере КЭ-модели крыла с определением внутренних усилий в элементах. Приведены рекомендации к практическому использованию данного метода, а также код программы, которая преобразует свойства плоских и балочных элементов на основе выходных данных КЭ-модели.

Разработанная методика ускоренной оптимизации силовой конструкции планера (крыла и стабилизатора) позволяет уменьшить массу агрегатов, а также снизить затраты на проектирование ЛА.

Численное решение задач о концентрации напряжений в тонких, ослабленных круговыми отверстиями, стеклопластиковых пластинах при одноосном растяжении

Ермаков И.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Тонкостенные узлы силовых конструкций, изготавливаемые из композиционных материалов, таких, как стекло- и углепластики, могут иметь различного рода отверстия. На уровень напряжений вокруг этих отверстий существенное влияние могут оказывать: степень анизотропии соответствующего композита, геометрические характеристики рассчитываемой детали, тип нагружения, положение рассматриваемого отверстия в детали.

Эти вопросы исследуются в данной работе на примере одноосно растягиваемых стеклопластиковых пластин с круговыми отверстиями. Рассматривается три расчетных случая: 1) отверстие расположено вдали от краев пластины, 2) отверстие расположено вблизи ненагруженного края пластины, 3) два одинаковых близко расположенных отверстия находятся вдали от краев пластины.

Расчеты выполняются с применением двух различных численных методов: метода конечных элементов с использованием оболочечного элемента S4 в среде программного комплекса "Abaqus" и вариационно-разностного метода, ориентированного на решение плоской задачи теории упругости для прямоугольной области с круговым отверстием. Надежность получаемых численных решений подтверждается на основе согласования результатов расчетов с применением указанных двух вычислительных моделей.

С использованием этих моделей проведены исследования по влиянию значений параметров упругости материала пластины, а также положения отверстия в пластине на распределение напряжений вдоль контура отверстия. Достоверность полученных численных решений подтверждена фактом практического совпадения результатов расчетов с применением двух указанных моделей. Исследованиями установлено, что определяющее влияние на коэффициент концентрации напряжений в случае ослабленной круговым отверстием ортотропной пластины оказывает значение параметра G12/E1. Даны количественные оценки эффектов, связанных с близостью отверстия к ненагруженному краю пластины, а также близостью к другому отверстию.

Оценка предельного состояния металла с помощью энергетического аналога эквивалентного воздействия

Загаровский А.А., Кузнецов С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Развитие методов физической мезомеханики позволило предложить метод описания предельного состояния материала через универсальную характеристику – предельную плотность энергии деформации. Этот метод реализуется через введение эквивалентного напряжения, не зависящего от вида внешнего воздействия. Такой подход основан на современном понимании механизмов развития дефектной структуры как совокупности самоорганизованных и самосогласованных процессов, протекающих сразу на нескольких масштабных уровнях. Современные исследования рассматривают возможность непосредственного перехода от напряжений к плотности энергии деформации, при этом напряжение всегда выступает как усредненная по некоторому объему величина. Фактически этот подход расширяет возможности использования классического описания свойств

материала. Это становится возможным благодаря физически обоснованному переходу от механики сплошной среды к физике кристаллической структуры.

Рассматривается возможность применения энергетического эквивалента предельного напряжения в нормальных условиях опыта для различных видов внешнего воздействия. В частности, делается оценка размера зоны локальной деформации, наблюдаемой при сверхмногоцикловом нагружении сплава ВТ3-1. Делается вывод об определяющем значении локализации напряжений при этом виде воздействия. Формулируется вид энергетического критерия разрушения, основанного на принципе накопления повреждений, применимого для макро- и мезомасштабного уровней описания.

Выдвигается гипотеза, что плотность энергии, соответствующая предельному напряжению, является предельной характеристикой для материала и в случае воздействия ионизирующего излучения. На основе этого предположения делается оценка радиуса деформированной области вокруг трека иона золота с энергией 1 ГэВ в сплаве ВТ3-1.

Таким образом, устанавливается связь между силовыми и энергетическими характеристиками материала с учетом детального рассмотрения механизмов эволюции дефектной структуры при конкретном внешнем воздействии. Представлено единообразное описание самоорганизованного и самосогласованного развития дефектной структуры на различных масштабных уровнях и показано, что понятие эквивалентного напряжения может быть расширено на случай разрушающего воздействия различной природы, например, ионизирующего излучения.

Построение стабилизирующего управления при ветровом воздействии

Зайцев В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается построение управления, стабилизирующего ЛА, при котором траектории, начинающиеся в некотором начальном множестве, не выходят из допустимого множества (стабилизация в смысле Н.Г. Четаева) при ограниченном ветровом воздействии.

Рассматривается плоское движение пассажирского беспилотника. В качестве начального множества взята некоторая окрестность крейсерской горизонтальной траектории ЛА. В качестве допустимого множества рассматривается некоторая полоса по высоте и углу тангажа, включающая указанную траекторию. Управлением является сила тяги двигателя и момент от руля тангажа.

Стабилизирующее управление ищется в виде квазилинейной функции. В соответствии с теоремами, доказанными ранее автором, построены системы стабилизации (по высоте и углу тангажа как по отдельности, так и одновременно). Получены предельные значения скорости ветра, при которых возможна стабилизация для рассматриваемых множеств начального и допустимого. Проводится анализ системы управления при больших значениях скорости ветра. В этих случаях стабилизации ЛА может не быть (стабилизация еще возможна при более широком допустимом множестве). При существенно больших значениях скорости ветра стабилизация в рассматриваемом смысле невозможна. Построены соответствующие допустимые множества в зависимости от предельного значения скорости ветра. Проводится вариация области начальных возмущений системы.

Изучены динамические свойства системы стабилизации (в частности, рассмотрены вопросы оптимизации по параметрам системы управления) и рассмотрены вопросы улучшения системы.

Нестационарные полярно-симметричные механодиффузионные процессы в изотропном сплошном цилиндре

Зверев Н.А., Земсков А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время достаточно широко исследуются механодиффузионные процессы в твёрдых телах, изучаются воздействия на такие тела поверхностными и объёмными возмущениями. Для более точного описания воздействия данных нагрузок на конструкции и

их отдельные элементы задачи ставятся и решаются не только в прямоугольной декартовой системе координат, но и криволинейных системах координат, наиболее подходящих под геометрию физических тел [1,2].

В данной работе рассматривается одномерная нестационарная полярно-симметричная задача об определении напряжённо-деформированного состояния изотропного сплошного многокомпонентного цилиндра, находящегося под влиянием поверхностных упругодиффузионных возмущений.

Математическая постановка задачи содержит связанную систему линейных однородных дифференциальных уравнений в частных производных с постоянными коэффициентами, а именно уравнение движения сплошной среды и уравнения массопереноса, записанные в цилиндрической системе координат. Замыкают математическую постановку задачи краевые условия и принятые нулевыми начальные условия.

Для решения поставленной задачи используется метод функций Грина, согласно которому искомые функции представляются в интегральном виде как свертки поверхностных функций Грина задачи механодиффузии с функциями, заданными в правых частях граничных условий [1,2]. Для нахождения функций Грина применяются интегральные преобразования Лапласа по времени и преобразование Ханкеля по радиальной координате. Обращение преобразования Лапласа осуществляется аналитически с помощью вычетов. Выполнен расчётный пример.

Литература:

1. Земсков А.В., Тарлаковский Д.В. Полярно-симметричная задача упругой диффузии для многокомпонентной среды // Проблемы прочности и пластичности. 2018. № 80 (1). С. 5-14.

2. Zemskov A.V., Tarlakovskii D.V. Polar-symmetric problem of elastic diffusion for isotropic multi-component plane // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. – Vol. 158, № 1, 012101.

Деформированное состояние вязкоупругих тел в одной задаче приливного взаимодействия

Зленко А.А.

МАДИ, г. Москва, Россия

Применяемый подход к изучению явления приливов отличается от традиционного подхода, в котором приливный потенциал с числами Лява введен эмпирически. В нашей задаче мы рассматриваем движение двух вязкоупругих тел (Земля и Луна) в гравитационном поле массивной материальной точки (Солнце). Деформации тел описываются классической теорией малых деформаций. Влияние вязких сил дано диссипативной моделью Кельвина–Фойхта. Решается квазистатическое уравнение теории упругости для получения перемещений точек тела методом разделения движений и усреднения. Перемещения каждой точки деформированного тела состоят из перемещений, вызванных центробежными силами, силами упругости и диссипативными силами вследствие вязкости тела. Подставляя эти перемещения в выражение для возмущающего потенциала и интегрируя по каждому телу, мы получаем возмущающий потенциал системы. Это дает силы и моменты сил, действующих на тела. Вращательное движение тел определяется моментами сил. Находим форму каждого тела, его моменты инерции и угол запаздывания, принимая во внимание только вязкоупругие деформации и рассматривая другое тело как материальную точку. В первом приближении деформированное тело является осесимметричным телом вращения, оно вытянуто вдоль оси симметрии и сжато в перпендикулярном направлении. Установлена связь между углом запаздывания и коэффициентом вязкости модели Кельвина–Фойхта. Полученные результаты сравниваются с результатами других авторов, работающих по этой тематике.

Построение доверительного множества поглощения в задаче прогнозирования скорости ветра

Иванов С.В., Степанова А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача построения множества начальных позиций стохастической системы, для которых гарантируется с заданной вероятностью выполнение ограничений на состояние системы в терминальный момент времени. Данное множество называется доверительным множеством поглощения. Исследованы свойства доверительного множества поглощения, в том числе получены условия, при которых оно является выпуклым. Разработан алгоритм построения внутренней аппроксимации доверительного множества поглощения. Алгоритм основан на построении множеств уровня функции, описывающей поведение системы, при различных реализациях случайных параметров. Доказано, что пересечение данных множеств уровня по специально выбранному набору реализаций случайных параметров обеспечивает внутреннюю аппроксимацию доверительного множества поглощения.

Разработанный алгоритм применён для построения множества допустимых значений скорости ветра в районе аэродрома. Доверительным множеством поглощения в данном случае является множество скоростей ветра в начальный момент, при которых в момент посадки летательного аппарата гарантируется с заданной вероятностью непревышение допустимых пределов скорости ветра. Доказано, что в рассматриваемой задаче доверительное множество поглощения не является выпуклым, но является звёздчатым. Поэтому для его построения используется параметризация, основанная на использовании полярных координат. Построены несколько звёздчатых внутренних аппроксимаций доверительного множества поглощения, объединение которых также является внутренней аппроксимаций исследуемого множества. Границы данных множеств описываются функцией полярного угла, что позволяет легко находить границу их объединения.

Также разработан алгоритм статистической аппроксимации доверительного множества поглощения. Достоинством статистического метода является простота реализации, но получаемая аппроксимация доверительного множества может не быть внутренней, что затрудняет её использование с практической точки зрения.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-07-00436.

Динамическая модификация логистической модели Г. Раша для задач проверки знаний инженеров

Кириллин А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Распространённым методом оценки обучения инженеров является тестирование с оценками вероятности успеха по частоте. Эта вероятность описывает степень освоения материала, зависит от начальной подготовленности и от содержания дисциплины.

Статистической моделью, позволяющей оценить эффективность обучения, также может служить логистическая модель Раша.

Логистическое распределение в средней части близко к нормальному, однако имеет тяжёлые «хвосты». Для проведения расчётов с использованием модели Раша введено нормализующее преобразование исходных данных. При подготовке инженеров по работе с техникой от правильности их действий зависит безопасность работы техники. Требования к подготовленности инженеров чрезвычайно высоки. При этом однократного обучения недостаточно. Возникает вопрос о планировании всего процесса подготовки, в первую очередь вопрос о количестве его циклов. Данная задача может быть решена с использованием моделей роста надёжности. Эти модели используются при обосновании числа циклов испытаний технических систем. Задача оценки динамики эффективности обучения по постановке близка к задаче оценки динамики надёжности изделия в зависимости от числа

циклов испытаний, после каждого из которых производится доработка изделия с целью устранения выявленных в процессе испытаний дефектов, повышающая его надёжность.

Контроль знаний инженеров может рассматриваться как испытание, а выявленные неосвоенные фрагменты – как дефекты обучения, требующие детальной проработки. Одной из моделей роста надёжности является логистическая модель. Логистическая модель роста надёжности является частным случаем модели Раша при условии проведения одного испытания для равно подготовленных обучаемых при равносложных заданиях, и имеющей ограничение слева. Параметр логистической модели представляет собой константу, а параметр модели Раша – случайную величину. Логистическая модель роста надёжности может быть записана в эквивалентном рекуррентном виде, из которого после проведения логарифмических преобразований можно получить уравнение прогнозирования успешности прохождения контроля на один шаг. Параметр модели запишем в виде линейной зависимости показателя роста от числа циклов контроля. Уравнение прогнозирования может быть расширено более, чем на один шаг вперёд. В качестве оценки параметра модели целесообразно использовать среднеарифметическую оценку. Разработанная методика позволяет планировать и управлять многоэтапным процессом обучения, что обеспечивает его эффективность.

Оптимизация анизотропных панелей с несимметричной структурой пакета

[1]Ковкута А.В., [2]Гавва Л.М.
[1]ООО «НИК», [2]МАИ, г. Москва, Россия

Оптимизация конструкций является одной из наиболее важных проблем проектирования. Широкое распространение конструктивно-анизотропных панелей из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в авиационных конструкциях приводит к необходимости создания уточнённых методов для оценки их напряженно-деформированного состояния.

Основной целью данной работы является создание нового подхода оптимизации анизотропных панелей с несимметричной структурой пакета. Предложенный метод основан на создании уточненной модели для расчета напряженно-деформированного состояния композитных панелей.

Рассматривается плоская прямоугольная многослойная панель с несимметричной структурой пакета. Панель находится под действием произвольно распределенной поперечной нагрузки в стационарном температурном поле.

Задача решается методом перемещений с использованием гипотез теории тонких пластин, и сводится к нахождению перемещений единой базисной поверхности приведения. Для нахождения напряженно-деформированного состояния формулируется краевая задача для уравнения восьмого порядка. Решение строится в двойных тригонометрических рядах.

С использование предложенного метода были получены следующие результаты:

• разработана компьютерная программа оптимизации анизотропных панелей, подвергнутых воздействию поперечных и тепловых нагрузок;

• получены зависимости между геометрией панелей, последовательностью укладки и прогибами, напряжениями;

• с помощью компьютерной параметрической оптимизации определена оптимальная структура панелей с минимальными эквивалентными напряжениями и деформациями.

Достоверность полученных результатов обеспечивается использованием общепринятых соотношений механики композитов и подтверждается сравнением с опубликованными ранее решениями.

Результаты расчетов позволяют снизить и оптимизировать весовые характеристики композитных конструкций. Предложенный алгоритм и разработанная программа могут быть использованы при проектировании летательных аппаратов.

Применение метода полунатурного моделирования пространственных сигналов и помех при тестировании навигационной аппаратуры потребителя (НАП)

Кокорев С.М., Изотов А.А, Мясин Б.С., Сергиевич Б.В
АО «АП-Восход», г. Москва, Россия

Разработан и введен в эксплуатацию комплекс имитации пространственной сигнальной обстановки, предназначенный для оценки качества работы помехозащищенной НАП, работающей по сигналам ГНСС ГЛОНАСС и GPS, при проведении испытаний методом полунатурного моделирования в безэховой камере. Комплекс обеспечивает имитацию пространственно-разнесенных сигналов космических аппаратов (КА) ГЛОНАСС и GPS и помех.

Расположение излучателей сигналов ГНСС в безэховой камере, относительно точки расположения приемной антенны испытуемого приемника, соответствует положению КА выбранной космической группировки для фиксированного момента времени. Сигнал каждого КА излучается отдельным излучателем. Имитация сигналов КА ГНСС производится по заранее сформированным навигационным сценариям или по внешним траекторным данным, поступающим от комплекса полунатурного моделирования в режиме реального времени по интерфейсу ETHERNET.

При этом моделируется плоскостное перемещение центра масс объекта в навигационном поле, а углы курса, крена и тангажа отрабатываются физически при помощи трехстепенного стенда.

Помеховая обстановка создается отдельными излучателями помех, располагаемыми на диэлектрических стойках вокруг приемной антенны испытуемого приемника в соответствии с предполагаемой тактикой их применения. Конструкция стоек имеет возможности изменения вертикального положения излучателей помех с целью изменения углов, под которыми облучается антенна испытуемой аппаратуры. Формируются как шумовые, так и тональные помехи в диапазонах L1 и L2. Управление формирователями сигналов помех осуществляется через интерактивное окно на панели управления или удаленно по интерфейсу ETHERNET.

Нейросетевой полуэмпирический метод для анализа динамических сцен в процессах управления беспилотной техникой

Колганов П.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе рассматривается нейросетевой полуэмпирический метод для выявления шаблонов поведения и построения прогнозов перемещений динамического объекта, находящегося в непосредственной близости от управляемого объекта.

У моделей, построенных только на основе экспериментальных данных, например с использованием различных модификаций рекуррентных нейронных сетей, таких как RNN или LSTM, часто имеются существенные недостатки:

- невысокая точность прогнозирования в условиях интенсивного маневрирования наблюдаемого объекта;
- неадекватные оценки перемещений, которые могут противоречить реальным физическим ограничениям динамического объекта;
- сложность интерпретации результатов работы модели, основанной на принципе «черного ящика»;
- отсутствие возможности достаточно просто вносить мелкие корректировки в работу модели;
- отсутствие в явном виде возможности использовать знания о физических особенностях наблюдаемого объекта.

В отличие от полностью эмпирических моделей, предлагаемый подход позволяет учитывать априорную информацию о наблюдаемом объекте, его математическую модель движения, аэродинамические характеристики и т.д.

Основная идея предлагаемого подхода состоит в том, чтобы перевести систему уравнений движений динамического объекта в нейросетевое представление, после чего произвести уточнение модели, используя мета-обучение.

Предлагаемый подход позволяет совместить преимущества полностью эмпирических моделей с уже известными физико-математическими моделями наблюдаемых объектов.

Существование и устойчивость пространственных колебаний в окрестности положений относительного равновесия спутника с переменным распределением масс

[1]Косенко И.И., [2]Буров А.А., [1]Кириенко А.А.
[1]МАИ, [2]ФИЦ ИУ РАН, г. Москва, Россия

На заре изучения динамики спутников, в так называемом спутниковом приближении, то есть в случае, когда размеры спутника значительно меньше расстояния до притягивающего центра, движение частично разделяется: относительное движение спутника вокруг центра масс не влияет существенно на движение центра масс спутника. В то же время движение центра масс спутника существенно влияет на изменение его ориентации. Использование истинной аномалии в качестве независимой переменной, вероятно, восходит к работе Бине. Впоследствии аналогичная замена была применена Леви–Чивита и Нешвилем в задаче трех тел.

Это обстоятельство позволило Белецкому использовать вслед за после упомянутыми классиками, истинную аномалию в качестве независимой переменной. Было выведено так называемое «уравнение Белецкого», которое было успешно применено для описания динамических свойств движения спутника по круговой и эллиптической орбитам. Вероятно, необходимость компенсировать колебания спутника, возникающие из-за перераспределения внутренних масс, например, смещения экипажа, циркуляции жидкостей, привела к идее принудительного перераспределения масс спутника в зависимости от его положения на кеплеровской орбите. Начало исследований существования относительных равновесий спутников и их устойчивости при периодическом перераспределении внутренних масс было найдено в перечисленных выше работах.

В данной работе рассмотрена задача исследования динамики относительного движения спутника с переменными свойствами инерции, объектом исследования является притягивающий центр, неподвижный в пространстве со спутником с пульсирующим тензором инерции. Для решения поставленной задачи использованы следующие основные предположения: применяется спутниковое приближение (центр масс движется вдоль постоянной предписанной кеплеровой орбиты); деформация спутника такова, что главные центральные оси инерции неподвижны относительно его «твердого» каркаса (меняться могут только величины моментов инерции). После проведения вычислений были получены численные и графические результаты в рамках поставленной задачи.

Метод расчета ресурса регулируемых агрегатов вертолетов по принципу безопасного повреждения

[1]Ледянкин М.А., [1]Неделько Д.В., [2]Шакиров М.З., [2]Коротков Л.В.
[1]КНИТУ-КАИ, [2]КВЗ, г. Казань, Россия

Настоящая работа является дальнейшим развитием универсального метода для проектирования и эксплуатации регулируемых авиационных конструкций по принципу безопасного повреждения. Применительно к регулируемым конструкциям этот универсальный метод был развит авторами настоящей работы. Универсальный метод основан на статистическом материале, что позволяет комплексно учесть многие факторы, влияющие на величину ресурса. В данные факторы входят как независящие от разработчика параметры (разброс внешних нагрузок, разброс свойств материала), так и ошибки разработчиков, производственников, металлургов, эксплуатантов. В настоящее время эксплуатация летательных аппаратов производится по принципу безопасного повреждения, заключающаяся в эксплуатации с имеющимися повреждениями. Ведущими авиационными фирмами разработаны нормативы, допускающие эксплуатацию летательного аппарата с трещинами в

силовых и ответственных его агрегатах. Однако данные нормативы не относятся к регулируемым конструкциям. При обнаружении трещины разработчик (или эксплуатант) может только констатировать возможность/невозможность дальнейшей эксплуатации летательного аппарата или необходимость его ремонта.

В настоящей работе предлагается в случае обнаружения трещины в регулируемом агрегате следующая последовательность действий: измеряются параметры трещины, создается конечно-элементная модель регулируемой конструкции с трещиной, определяются напряжения с учетом ослабления сечения конструкции трещиной и определяется величина остаточного ресурса по развитому авторами применительно к регулируемым конструкциям универсальному методу установления ресурса. Величиной остаточного ресурса в такой постановке задачи можно управлять, варьируя параметрами регулировки, коэффициентом надежности, заданной вероятностью разрушения, интервалами между периодическими осмотрами. Выбор варьируемых параметров предоставляется на усмотрение разработчика.

Кинетика развития трещины решается на основе теории предельных состояний тела с трещиной, в частности, линейной механики разрушения с использованием уравнения Пэриса – Уолкера. Реальный спектр нагружения заменяется осредненным, полученным на основании опыта эксплуатации. В результате выполненных расчетных оценок на примере реальной вертолетной конструкции показана возможность безопасного продолжения полета вертолета в случае зарождения усталостной трещины.

Аналитическое решение дифференциальных уравнений ошибок БИНС для случая движения объекта вдоль экватора

Логинов М.Ю., Челноков Ю.Н.
ИПТМУ РАН, г. Москва, Россия

Построение аналитических решений дифференциальных уравнений (ДУ) ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) является важной задачей теории инерциальной навигации. В данной работе рассматриваются ДУ ошибок БИНС, функционирующей в нормальной географической системе координат (НГСК), для случая движения объекта вдоль экватора с постоянной скоростью на постоянной высоте. Для этого случая построено точное аналитическое решение линейных ДУ ошибок БИНС определения криволинейных координат объекта (долготы, широты, высоты) и проекций относительной скорости объекта на оси НГСК, образующих систему уравнений шестого порядка. Корректность построенного аналитического решения подтверждена с помощью численного интегрирования линейных ДУ ошибок в рассматриваемом случае.

Найденное решение позволило установить свойства уравнений функционирования БИНС в данном конкретном случае движения, а также аналитически оценить влияние неточного задания начальных условий интегрирования (погрешностей начальной выставки БИНС) на точность нахождения параметров навигации.

В отличие от работ других исследователей, решение представлено в компактном, удобном для исследования виде, а для нахождения корней характеристического уравнения (6-го порядка) интегрируемых ДУ ошибок получены в явном виде точные формулы, позволяющие выразить эти корни через параметры невозмущённого движения объекта.

Анализ построенного решения показывает, что ошибки по широте и северной составляющей относительной скорости, обусловленные неточным заданием начальных условий интегрирования, носят гармонический (колебательный) характер с периодами, близкими к периоду Шулера (84,4 мин), а ошибки по долготе, высоте, вертикальной и восточной составляющим относительной скорости представляют собой композиции гармонических колебаний с периодами, близкими к периоду Шулера, и экспоненциальных составляющих. Последние состоят из нарастающих с течением времени и затухающих с течением времени компонент. Таким образом, собственное движение устойчиво по широте и северной составляющей относительной скорости, но неустойчиво по долготе, высоте, а также вертикальной и восточной составляющим относительной скорости объекта.

Исследование выполнено в рамках госзадания (номер гос. регистрации АААА-А18-118042790045-5) и при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект 19-01-00205).

Математическое моделирование аэродинамических явлений с использованием граничного условия «закон стенки» в программном пакете EWT-ЦАГИ

Матяш И.С., Лысенков А.В.
ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

Для численного исследования течения газа на данный момент чаще всего используют систему уравнений Рейнольдса (RANS), замкнутую одной из известных моделей турбулентности. Однако для корректного описания, например, отрывных течений метод крупных вихрей (LES) и его модификации (метод отсоединенных вихрей – DES) являются предпочтительными [1]. Упомянутые выше методы накладывают жесткие требования на сетку вблизи поверхности тела для правильного моделирования пограничного слоя. В таком случае шаг по времени определяется размером наименьшей ячейки, и для сходимости решения могут потребоваться миллионы итераций, особенно в случае нестационарного течения.

Одним из методов сокращения времени расчета (увеличение шага по времени) является использование метода пристеночных функций (в данной работе граничное условие (ГУ) «закон стенки», предложенное Власенко В.В. [2]). Этот метод в силу предположения об универсальности профиля турбулентного пограничного слоя и некоторых других предположений позволяет существенно (до двух порядков) увеличить размер пристеночной ячейки. В данной работе представлены результаты тестирования одной из реализаций ГУ «закон стенки» для моделей турбулентности Спаларта – Аллмараса (SA) и Menter's Shear Stress Transport (SST) в модуле ZEUS программного пакета EWT-ЦАГИ [2]. Расчеты проводились для трех характерных тестовых случаев. Проведено сравнение расчета со стандартным условием «прилипания» на подробной сетке и расчета с ГУ «закон стенки» на прореженной. Сравнивались распределения коэффициентов трения и давления, а также профили пограничных слоев в выбранных сечениях. Анализ полученных результатов показал хорошее совпадение для модели турбулентности SA (менее 2% по коэффициенту давления Cp и трения Cf). Для модели турбулентности SST найдены режимы с неудовлетворительным согласованием данных, что говорит о необходимости внесения коррекций в реализацию ГУ «закон стенки» для SST.

Представленная работа проведена в рамках государственного контракта Министерства промышленности и торговли Российской Федерации № 17112.1770290019.18.016, шифр «Воздухозаборник-2».

Литература:

1. А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, М.Л. Шур. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений (учебное пособие). Спб. Изд-во Политехнического университета, 2012.
2. Практические аспекты решения задач внутренней и внешней аэродинамики с применением технологии ZEUS в рамках пакета EWT-ЦАГИ: Сборник статей. Труды ЦАГИ. Выпуск 2735, 2015.

Компьютерный анализ полевых ионных изображений упорядочивающегося трёхкомпонентного сплава

[1]Медведева Е.В., [2]Александрова С.С.
[1]ИЭФ УрО РАН, [2]МАИ, г. Москва, Россия

Целью работы было изучение фазообразования и структурных превращений в сплаве Au35.3Cu52.6Pd12.1 в процессе низкотемпературного атомного упорядочения методом полевой ионной микроскопии (ПИМ). Использование ПИМ позволило непосредственно исследовать реальное строение кристаллической решетки исследуемого сплава на уровне отдельных атомов, работать с атомно-чистой поверхностью и в то же время анализировать объем материала в процессе полевого испарения поверхностных атомов. Для интерпретации ионных изображений сверхструктурных дефектов использовался специально разработанный

компьютерный программный комплекс, позволяющий сравнивать изображения, полученные с помощью ПИМ, с модельными изображениями, в которых точно известно месторасположение и химическая природа каждого атома. Были разработаны компьютерные алгоритмы и программы для построения модельных полевых ионных изображений упорядоченной структуры L10, формирующейся в исследуемом сплаве. Моделирование и анализ нарушений ионного контраста, обусловленных сверхструктурными дефектами, основывалось на теории геометрического контраста. Проводилось сравнение компьютерных модельных изображений с экспериментально полученными ионными микрокартинами реальных образцов.

Было показано, что снятие внутренних напряжений в сплавах золото – медь – палладий со сверхструктурой L10 и содержанием палладия 12,1 ат.% при низкотемпературном упорядочении происходит двумя способами: возникновением с-доменных ламелей на ранних стадиях упорядочения и реализацией интенсивной фазовой перекристаллизации. Анализ изменения таких характеристик ионного контраста, как регулярность кольцевой картины и степень заполнения изображающих колец сверхструктурных плоскостей по сравнению с бинарным сплавом CuAu, показал, что атомы палладия находятся в одной подрешетке с атомами золота сверхструктуры L10. Установлено, что в сплаве Au35.3Cu52.6Pd12.1 атомное упорядочение представляет собой фазовое превращение первого рода, происходящее путем зарождения и роста высокоупорядоченных доменов L10. С увеличением температуры отжига интенсивная перекристаллизация сплава приводила к образованию зерен-монодоменов микронного размера.

Обеспечение комплексной оценки адекватности процедур технического обслуживания ВС, реализованных на авиационных процедурных тренажёрах

Мичкасов В.Е.
МГТУ ГА, г. Москва, Россия

Невозможно представить формирование профессиональных навыков инженера в реальных условиях технической эксплуатации без применения тренажёров, которые имитируют работу технических систем, реализованных в программном обеспечении вычислительного комплекса тренажёра. Имитация технических процессов посредством компьютерной техники возможна, если выполняется условие адекватного обеспечения физической реальности в математической модели. Термин адекватность описывает сходство между тренажёром и реальным самолётом в рамках технической эксплуатации. Выделим следующие основные компоненты адекватности моделей процедурного тренажёра: адекватность целей и условий, адекватность информационных потоков; адекватность математической модели, эргономическая адекватность.

Структура адекватности целей и условий означает, что тренажёр и реальный объект предполагает возможность постановки одинаковых целей и задач эксплуатации. Адекватность информационных потоков подразумевает доступность модели, отражающая способность технических специалистов воспринимать данный тренажёр как инструмент для изучения материальной части и умения интерпретировать результат анализа технических работ на тренажёре. Адекватность математической модели имеет связь с эффективностью тренажёра как с характеристикой, которая отражает релевантность модели тренажёра результатам исследования с точки зрения технической эксплуатации реального самолёта. Эргономическая адекватность охватывает такие характеристики, как точность и корректность модели. Точность означает, что обобщенная характеристика рассогласования соответствующего параметра процедурного тренажёра и летательного аппарата должна быть меньше заданного параметра погрешности. Корректность описывает соответствие установленных правил использования технической документации при выполнении ТО, а также последовательность поведения систем самолёта на тренажёре.

Таким образом, общую адекватность процедурного тренажёра можно определить как систему функций, где переменными являются четыре компонента адекватности тренажёра. Для валидации тренажёра критерием успешности при комплексной адекватности тренажёра

будет являться максимальное приближение каждого компонента адекватности к единице, так как область значений каждой составляющей функции находится в пределах от нуля до единицы.

Моделирование 3D-деталей в SLM-процессе

Молотков А.А., Третьякова О.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Технология послойного лазерного сплавления SLM (selective laser melting) – относительно новая технология аддитивного производства, позволяющая получать изделия сложной формы, которые невозможно создавать при помощи классических методов производства.

В работе [1] описано проведенное нами численное моделирование теплообмена в процессе SLM и сравнение с расчётами других авторов. На основе полученных результатов созданы программы SLMT1, SLMT2. Программа SLMT1 [2] моделирует процесс теплообмена в пределах ванны расплава. Программа SLMT2 позволяет смоделировать теплообмен в объёме всей детали в статическом и динамическом режимах. Важной её частью являются визуальные компоненты, отвечающие за отображение полученных результатов. В программе предусмотрено два режима визуализации: двумерный и трёхмерный. Это позволяет максимально упростить анализ полученных в ходе численного моделирования данных и на их основе оперативно вносить изменения в техническое задание для станка, работающего по данной технологии.

Программа SLMT2 интегрирована в программное обеспечение установки отечественного производства МЛ6-1, работающего по технологии селективного лазерного сплавления и используется при подборе технологических параметров процесса, обеспечивающих лучшую плотность, качество поверхности и прочностные характеристики.

Литература:

1. Лебёдкин И.Ф., Молотков А.А., Третьякова О.Н. Математическое моделирование сложного теплообмена при разработке лазерных SLM-технологий. // Труды МАИ: Электронный журнал, ISSN:1727-6924, №101, 2018.

2. Третьякова О.Н., Молотков А.А. Программа SLMT1 расчёта температурных полей для создания лазерного технологического оборудования 3D-печати. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2019618238. Заявка №2019616843. Дата поступления 10 июня 2019 г. Дата государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ 27 июня 2019 г.

Задача о вычислении частот приливов в рамках модели вязкоупругой Земли

Мьо З.А., Скоробогатых И.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Задача касается изучения приливов на Земле под действием гравитации Луны и Солнца. Земля рассматривается как вязкоупругое осесимметричное тело, содержащее внутри себя осесимметричное твёрдое ядро, и движущееся в гравитационном поле Солнца и Луны, которые для простоты рассматриваются как материальные точки. Упругие перемещения на границе вязкоупругой части и твердого ядра равны нулю, а остальная граница – свободна. Вязкоупругий материал подчиняется модели Кельвина – Фойгта. Уравнения для вектора перемещений получаются из вариационного принципа Даламбера – Лагранжа. При этом, в соответствии с модальным подходом, вектор перемещений представляется в виде ряда по собственным формам свободных колебаний упругой части. В результате получается бесконечная система обыкновенных дифференциальных уравнений для модальных переменных. Для упрощения системы можно принять, что деформации происходят квазистатически, и потому отбросить инерционные члены в уравнениях. Также, для простоты, можно пренебречь формами с одинаковым числом узлов по параллели и различным – по меридиану, оставив только одну из них с наинизшей частотой. Эта упрощенная система позволяет получить приближённое решение. Оказывается, что только в уравнениях для модальных переменных с индексами от нуля до трех будет присутствовать правая часть, что

означает, что деформации по остальным формам будут (в условиях квазистатики) отсутствовать. Из этих уравнений можно получить выражения для модальных переменных и, соответственно, для вектора перемещений. Если учесть, что правые части уравнений возникают вследствие гравитационных взаимодействий Земли и Луны и Земли и Солнца и потому выражаются через их радиусы-векторы, то, следовательно, они выражаются через углы, определяющие эти радиус-векторы, а также через углы, определяющие ориентацию Земли в пространстве. Поскольку на сравнительно небольших интервалах времени эти углы можно считать равномерно меняющимися, то, раскладывая правые части уравнений в ряды по степеням малого параметра (в качестве которого можно взять отношение радиуса Земли к расстоянию от Земли до Луны), можно представить правые части как ряды, содержащие различные комбинации синусов и косинусов углов. А это позволяет приближенно получить и частоты Земных приливов.

Задача поиска наборов заданий для ограниченного по времени тестирования группы студентов

Наумов А.В., Черыгова Е.Е., Сапунова А.П.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе исследуется задача поиска наборов тестовых заданий для ограниченного по времени тестирования группы студентов в системе дистанционного обучения на основе данных о времени выполнения заданий пользователями системы.

Отбор заданий для формируемых наборов осуществляется с помощью решения задачи стохастического программирования с квантильным критерием. Сложность заданий, определяемая изначально экспертом, корректируется с помощью специальных алгоритмов, основанных на модели Раша. В качестве распределения времени ответа пользователя на задание используется гамма-распределение. В работе предлагается алгоритм для определения параметров гамма-распределения случайного времени, необходимого каждому пользователю для решения каждого задания. Параметры гамма-распределения подбираются таким образом, чтобы суммарное время выполнения студентом теста также имело бы гамма-распределение. Гипотеза о том, что время решения каждого задания имеет гамма-распределение с полученными с помощью указанного алгоритма параметрами, проверяется с помощью критерия Пирсона. Такой подбор модели гамма-распределения позволяет точно вычислять квантиль времени ответа, используемую в критерии. В качестве критерия в задаче используется свертка двух взвешенных нормированных величин, связанных с отклонением сложности формируемого теста от заданного уровня и квантилью времени выполнения теста. В критериальной функции присутствует весовой коэффициент, позволяющий регулировать важность каждого слагаемого критерия. Исходная задача сводится к задаче смешанного математического программирования. Также в работе предложен алгоритм поиска точного решения сформулированной задачи, основанный на её декомпозиции. Обсуждаются результаты численного эксперимента.

Оценка достоверности математических моделей фюзеляжа в зоне выреза под люк

Павельчук М.В., Болдырев А.В.
Самарский университет, г. Самара, Россия

Целью работы является обеспечение достоверности результатов расчётов конечно-элементных моделей (КЭМ) фюзеляжа в зоне большого выреза для принятых в [1] технических решений по силовой схеме конструкции. Разработана методика оценки достоверности КЭМ, содержащая задачи и этапы исследования. В предлагаемой методике решение поставленных задач осуществляется на основе сравнения с точными аналитическими решениями и с данными натурного эксперимента, выполненного в ЦАГИ [2]. Расчёт и анализ напряжённо-деформированного состояния конструкций выполняется в системе NASTRAN [3].

Исследуется цилиндрическая оболочка, нагруженная внутренним избыточным давлением. Для проверки точности КЭМ в качестве эталона принимается аналитическое решение [4, с. 592]. Даются рекомендации по моделированию подобных конструкций.

Рассматривается каркасированная цилиндрическая оболочка с прямоугольным вырезом, нагруженная крутящим моментом. Конструкция содержит 27 шпангоутов и 32 стрингера, расположенных равномерно с наружной стороны оболочки. Сравниваются результаты численного и натурного эксперимента [2]. В КЭМ проверяются касательные напряжения в обшивке, нормальные напряжения в стрингерах, углы закручивания сечений шпангоутов, деформации силовых шпангоутов, ограничивающих вырез.

Полученные результаты исследования позволяют сделать вывод о достоверности результатов моделирования технических решений фюзеляжа в зоне выреза под люк, принятых в [1].

Литература:

1. Болдырев А.В., Павельчук М.В., Синельникова Р.Н. Развитие методики топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 62-71.

2. Хлебутин Н.В. Экспериментальное исследование напряжений и деформаций при кручении цилиндрической каркасированной оболочки с прямоугольным вырезом // Труды ЦАГИ. 1961. Вып. 816. 67 с.

3. Рычков С.П. MSC.visual Nastran для Windows. М.: НТ Пресс, 2004. 552 с.

4. Young W.C., Roark R.J., Budynas R.G. Roark's Formulas for Stress and Strain. − 7th edition. − New York: McGraw-Hill Professional, 2002. − 852 p.

Разработка файла-шаблона в среде Excel для расчёта динамических характеристик тонкостенных осесимметричных конструкций, содержащих жидкость

Пак Сонги, Григорьев В.Г.

МАИ, г. Москва, Россия

Первая версия программы расчёта динамических характеристик тонкостенных осесимметричных конструкций, содержащих жидкость, основанная на методе конечных элементов, была разработана в конце 1970-х годов на языке программирования АЛГОЛ для работы на ЭВМ БЭСМ-6. Затем, по мере совершенствования вычислительных средств, программа перерабатывалась для работы в системе ЕС ЭВМ на языке PL-1 (1982 год), для работы на персональных компьютерах в MS DOS на языке Quick Basic (1989 год), и наконец, в 2001 году была создана визуальная версия в среде Windows на языке Visual Basic (VB). В процессе описанных переработок совершенствовались вычислительные алгоритмы и средства задания исходных данных. В последних двух вариантах программа в рабочем виде представляла полностью транслированный файл в выполнимых кодах. Это ограничивало возможность модификации заложенных в программе алгоритмов. Для проведения исследовательских работ удобно было бы иметь доступ к исходному коду. Необходимость использования транслятора (желательно лицензированного) ограничивает оперативные возможности исследователя, эксплуатирующего программу.

В связи с последним обстоятельством были предприняты усилия по переводу программных блоков в систему Visual Basic for Applications (VBA) в среде табличного процессора Excel. Офисные программы относительно недороги, к тому же, как выяснилось из практики, вычислительные блоки, выполняющие массивные вычисления, типичные для конечно-элементных алгоритмов, могут работать в последней версии офисной программы даже быстрее, чем транслированные из тех же кодов в более старой версии VB. (По-видимому, это связано с тем, что новые версии офисных программ, в частности и Excel, полнее учитывают возможности новых версий компьютерных процессоров.)

Файл-шаблон, обрабатываемый программой Excel (в последних версиях поименованный с расширением .xlsm или .xlsb), содержит VBA-проект, состоящий из модулей, группирующих подпрограммы и функции, необходимые для выполнения вычислений, и экранных форм,

обеспечивающих визуальный интерфейс проекта. Базовый состав проекта условно назван Fasan-E, что отражено в представляемой стартовым макросом заставке.

Применение мультиагентных алгоритмов и разложений по системам базисных функций в задачах поиска оптимального программного управления одним классом нелинейных систем

Пантелеев А.В., Каранэ М.М.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается применение мультиагентных методов условной глобальной оптимизации для нахождения оптимального программного управления через разложение по ортонормированной системе базисных функций, заданных на промежутке функционирования системы. Рассмотрены три мультиагентных алгоритма: метод, имитирующий поведение стаи рыб, метод, имитирующий поведение стаи криля, и метод, имитирующий империалистическую конкуренцию.

Рассматривается класс нелинейных непрерывных детерминированных динамических систем, линейных по ограниченному управлению. Критерий качества задан функционалом Майера. Искомое оптимальное программное управление ищется в виде функции насыщения, которая должна гарантировать выполнение заданных ограничений на управление параллелепипедного вида. Функция насыщения имеет релейную структуру, а ее аргументы предлагается искать в виде линейной комбинации заданных базисных функций. От знака аргумента будет зависеть значение функции насыщения: если аргумент больше нуля, то функция равна правой границе в ограничении управления, если меньше – левой.

На основе трех мультиагентных методов предлагается идея обобщенного алгоритма. Генерируется группа агентов на произвольном множестве с помощью равномерного распределения. Агенты являются коэффициентами в линейной комбинации базисных функций, в качестве которых рассматриваются, например, нестационарные косинусоиды. Имея эти коэффициенты, можно сформировать явный вид функции управления. Интегрируя системы дифференциальных уравнений, описывающие поведение модели объекта управления, с полученными законами управления, можно найти траектории и значение критерия. Следовательно, получается функция, которая каждому набору коэффициентов из разложения ставит в соответствие значение критерия. Далее реализуются операции метода оптимизации и находится наилучшая пара: коэффициенты разложения в управлении и соответствующее им значение критерия.

Этот процесс повторяется заданное количество раз. В результате за приближенное решение задачи принимается наилучший агент (набор коэффициентов в разложении), соответствующие ему управление и траектория, а также значение функционала качества.

С использованием этого алгоритма разработано программное обеспечение, которое позволяет решать специально подобранный набор трудно решаемых тестовых задач поиска оптимального программного управления, в которых имеется как локальный, так и глобальный экстремумы. Численные результаты подтвердили эффективность разработанного алгоритма.

Определение собственных частот и форм колебаний лопасти при наличии сосредоточенных масс

Пантюхин К.Н.
КВЗ, г. Казань, Россия

Расчет собственных форм и частот колебаний лопасти является важнейшей задачей для проектирования вертолета. Лопасти составляют неотъемлемую часть несущего винта, а несущий винт, это основной орган управления и возбудитель вибраций на вертолете. Таким образом, разрабатывая новую конструкцию лопасти, требуется с достаточной степенью точности отстроить её массово-жесткостные характеристики так, чтобы избежать резонанса. Так как само явление резонанса лопасти в лучшем случае приведет к увеличению уровня вибраций на вертолете, а в худшем – к его крушению.

В пакете MATLAB написана программа, позволяющая вычислять собственные формы и частоты лопасти с тремя степенями свободы (в плоскости тяги, в плоскости вращения, кручение), как совместные, так и раздельные колебания. Она позволяет построить резонансную диаграмму лопасти. Основные уравнения движения, принятые в программе, основаны на диссертации А.Ю. Лисс «Исследование работы несущего винта с учетом изгиба в двух плоскостях и кручения». К ним дополнительно добавлен блок уравнений, описывающих включение в конструкцию лопасти сосредоточенных масс. Количество сосредоточенных масс не ограничено.

Включение сосредоточенных масс в программу расчета собственных частот и форм колебаний лопасти позволяет на этапе проектирования новой аэродинамической и массово-жесткостной компоновки лопасти отстроить ее от резонанса варьированием масс, а также позволяет проводить анализ влияния установки балансировочного груза на лопасти с серийного производства на собственные частоты.

Влияния разного набора констант Аррениуса на примере обтекания сферы

Попов В.Э.
МАИ, г. Москва, Россия

Так как скорость современных летательных аппаратов растет, то это приводит к увеличению скорости набегающего потока. Что приводит к увеличению температуры в пограничном слое, которая в свою очередь приводит к задаче по учету теплового потока в стенку.

Для этой цели нужно смоделировать набегающий поток. Но на некоторых этапах полета в набегающем потоке происходят интенсивные химические реакции, которые значительно влияют на тепловой поток, поэтому необходимо учитывать этот физический процесс.

Проводить летные испытания очень дорого, поэтрому развитие современных вычислительных устройств позволяет использовать методы математического моделирования.

В частности, используются уравнения Навье-Стокса, которые включают в себя уравнения неразрывности, движения, энергии. С учетом химических явлений эти уравнения модифицируются, к ним добавляются химические источники.

Для нахождения химических источников используют скорости образования химических компонентов, которые могут быть получены через константы Аррениуса.

Константы Аррениуса существуют во множественном числе, но большая их часть делиться на константы Парка и на константы Кана и Дана. Поэтому рассматриваться непосредственно эти константы в данной работе.

Данные для проверки были взяты с сайта FUN3d, обтекания сферы химически неравновесным пятикомпонентным воздухом. Они была квалицированы с программой LAURA, которая является одной из лучших программ для моделирования химически неравновесных потоков.

Проблемы оценки прочностной надёжности высокотемпературных теплообменных аппаратов с длительными ресурсами эксплуатации на этапе проектирования

[1]Попов В.Ю., [2]Кашелкин В.В., [2]Федоров М.Ю., [1]Демидов А.С.
[1]МАИ, [2]Красная Звезда, г. Москва, Россия

Снабжение энергией космических транспортных систем большой мощности требует применения в составе энергоустановки теплообменных аппаратов (ТА) различного назначения.

Требования минимизации массы конструкции ТА в условиях интенсивных механических нагрузок и неравномерного поля температур приводит к возникновению механических напряжений значительных величин в наиболее «проблемных» местах конструкции.

В случае когда ресурс установок составляет несколько десятков тысяч часов, а температуры достигают значений температур ползучести конструкционного материала, возникает необходимость учёта механизмов изменения свойств материалов, а также изменения напряженного состояния конструкции с течением времени, что напрямую влияет на прочностную надёжность.

Обоснование прочностной надёжности ТА с длительными сроками эксплуатации является весьма сложной инженерной задачей, которую необходимо решать с применением различных методов.

Для учёта влияния на напряжённо-деформированное состояние всех элементов ТА разветвленной конструкции аналитических методов будет недостаточно и требуется прибегать к численному эксперименту.

После определения напряжённо-деформированного состояния ТА строится структурная схема отказов с учётом прочностных и деформационных критериев для каждой температурной зоны, затем на её основе строится схема прочностной надёжности (СПН). Далее, на основе СПН, строится математическая модель надёжности, в которую входят показатели надёжности элементов конструкции ТА.

Вычисление показателей надёжности каждого элемента из СПН сводится к определению значения квантили гауссовского распределения «γ», определяемого на основе значений расчётных напряжений и условных напряжений отказа для каждого режима нагружения, и учёту коэффициентов вариации с последующим определением значения интегральной функции Ф(γ).

Далее строятся кривые релаксации напряжений на основе уравнения установившейся ползучести с использованием коэффициентов, полученных в результате обработки результатов испытаний на ползучесть конструкционного материала, и кривые длительной прочности на основе данных из нормативных документов. Далее эти кривые используются для построения трёхмерной функции плотности вероятности, по результатам исследования которой определяются условия сохранения прочностной надёжности на протяжении всего ресурса.

Благодаря такому подходу удается спрогнозировать надёжность уникальных конструкций ТА уже на этапе проектирования.

Каботаж под солнечным парусом

Родников А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Давление солнечного света, выраженное в привычных единицах измерения, представляется величиной весьма малой, однако в некоторых ситуациях сила, им создаваемая, может оказаться основным фактором, вызывающим движение. Например, легкий космический аппарат, снабженный солнечным парусом, может вполне эффективно перемещаться относительно тяжелой гелеоцентрической станции, т.е. совершать своеобразное каботажное плавание. Скорости, развиваемые при таком движении, оказываются сравнимыми со скоростями прогуливающихся пешеходов, однако, вполне достаточными для перемещения каких-нибудь конструкционных элементов в другую часть станции, внешней обсервации самой станции и т.п.

Математическое описание воздействия солнечного света на отражающую поверхность аналогично описанию действия ветра на паруса обычного парусного судна, однако в космическом пространстве отсутствует среда, позволяющая использовать ее сопротивление для движения против ветра, то есть солнечный парус сам по себе не может создавать ускорение, составляющее острый угол с направлением на Солнце. Тем не менее, ограничив движение аппарата с солнечным парусом некоторой связью, можно добиться того же эффекта, что и при движении килевого судна. Связь может быть реализована тросом или специально построенными направляющими.

В докладе строится математическая модель движения космического аппарата с солнечным парусом в окрестности тяжелой гелеоцентрической орбитальной станции в случае, когда это движение стеснено удерживающими или неудерживающими связями, а парус может быть повернут под любым углом к направлению на Солнце. В частности, изучается динамика движения вдоль прямолинейного троса, вдоль криволинейных направляющих, а также в случае, когда аппарат связан тросом со станцией.

Сравнительный анализ одношагового метода Галеркина и других численных методов решения систем обыкновенных дифференциальных уравнений

[1]Русских С.В., [2]Шклярчук Ф.Н.
[1]МАИ, [2]ИПРИМ РАН, г. Москва, Россия

В работе выполнен подробный сравнительный анализ предлагаемого оригинального подхода к решению систем обыкновенных нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка с переменными коэффициентами при заданных начальных условиях и традиционных подходов, таких как: метод Рунге–Кутта и метод Адамса четвёртых порядков.

При интегрировании системы предложенным методом на каждом шаге интегрирования неизвестные функции представляются в виде сумм линейных функций, являющихся явным решением по Эйлеру и удовлетворяющих начальным условиям, и конечного ряда одинаковых на всех шагах корректирующих степенных функций с неизвестными коэффициентами. В качестве корректирующих функций предлагается использовать простейшие степенные одночлены или полиномы, которые образованы из них линейными комбинациями и которые удовлетворяют на концах определённым соотношениям. Неизвестные коэффициенты определяются из решения системы алгебраических уравнений, составленных на основе метода Галеркина. Эта система решается на каждом шаге методом итераций, в качестве нулевого приближения используется решение линеаризованной задачи.

В качестве примера выполнено сравнение с анализом точности решения нелинейного дифференциального уравнения второго порядка с кубической нелинейностью на различных по длине интервалах времени и при различном шаге интегрирования. Для оценки точности решения на каждом шаге вычисляется полная энергия рассматриваемой механической консервативной системы. Показано, что, начиная с некоторого времени интегрирования, методы Рунге – Кутта и Адамса дают неправильные результаты, что объясняется, прежде всего, сжатием и сдвигом по времени периодического решения дифференциального уравнения, т.е. происходит медленное уменьшение периода колебаний. Решение, полученное по методу Галеркина, сохраняет заданную точность на всем времени интегрирования, которое задавалось до значений, приблизительно составляющих 16000 периодов колебаний.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 18-08-00778 а).

Аэроупругие колебания мембранного крыла большого удлинения в дозвуковом потоке

Рыбкина Н.М., Гришанина Т.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В конструкции крыльев сверхлёгких самолётов часто используются мембранные элементы, позволяющие существенно уменьшить вес конструкции самолёта. Конструкция такого крыла состоит из переднего лонжерона с профилированным носиком и задней балкой, которые соединены между собой тонкостенными нервюрами, недеформируемыми в своей плоскости, и натянутыми между ними мембранами. Для создания аэродинамического профиля крыла используется лёгкий заполнитель типа пенопласта. Натяжение мембран можно регулировать относительным смещением задней балки в плоскости крыла за счёт малых изменений длин нервюр. За счёт этого происходит изменение распределения аэродинамического давления по поверхности крыла, а также деформируется профиль крыла.

Рассматривается дозвуковое обтекание деформируемого прямого крыла большого удлинения. Используется гипотеза плоского течения (аэродинамическая гипотеза плоских сечений). Для построения уравнений аэроупругих колебаний используется метод конечных элементов. Поперечные перемещения мембранного конечного элемента изменяются линейно, а аэродинамическое давление определяется в зависимости от поперечных перемещений элемента на основании точного решения. Кинетическая энергия конечных элементов записывается непосредственно через узловые перемещения мембраны.

При определенных отношениях натяжения мембраны и скоростного напора может происходить потеря статической и динамической устойчивости колебаний крыла. Для мембранного крыла критическая скорость дивергенции меньше скорости флаттера. На

примере расчёта оценено влияние натяжения мембраны на критическое значение скорости дивергенции.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 18-08-00937).

Проектирование мотогондолы ТРДД с учётом ламинарно-турбулентного перехода

Савельев А.А., Матяш Е.С., Трошин А.И., Устинов М.В.
ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

Основным средством решения практических задач вычислительной аэродинамики являются расчеты на базе системы уравнений Рейнольдса (RANS). Однако в рамках подхода RANS корректное описание процесса ламинарно–турбулентного перехода (ЛТП) затруднено: при осреднении системы уравнений Навье – Стокса по времени информация о линейной фазе роста возмущений в потоке теряется.

В настоящее время существует несколько подходов к определению положения ЛТП, пригодных для использования совместно с расчетами на базе RANS: eN-метод, низкорейнольдсовые модели турбулентности, моделирование перехода на основе эмпирических корреляций с помощью локальных формул (Local Correlation-based Transition Modelling – LCTM). В данной работе выбран подход LCTM, а именно используется γ-модель Ментера и др., которая является развитием получившей широкую известность модели Лэнгтри и Ментера γ-Reθ.

Оригинальная формулировка γ-модели не описывает эффект увеличения числа Рейнольдса ЛТП при значениях числа Маха M = [0.6, 1.0]. Для учета этого эффекта, играющего существенную роль в рассматриваемой задаче, в исходную модель добавлена поправка величины числа Рейнольдса перехода, зависящая от локального значения числа Маха. Валидация поправки проводится с помощью сравнения результатов модели с результатами, полученными по методу eN. В качестве тестовой задачи рассматривается обтекание ламинаризированного профиля LV6 потоком с числом Маха, меняющимся в диапазоне [0.23, 0.8], при нулевом угле атаки.

После этапа верификации и валидации γ-модель с поправкой на сжимаемость была включена в оптимизационный цикл проектирования мотогондолы ТРДД. Рассматривается осесимметричная постановка задачи, варьируется форма внешних обводов мотогондолы. В докладе сравнивается результат оптимизации с учетом ЛТП с результатом аналогичной оптимизации без учета ЛТП.

Проведена оценка снижения потерь эффективной тяги между полученными решениями. Показано, что потери эффективной тяги у оптимальной мотогондолы с ламинаризированной обечайкой на ~1.5 % меньше, чем у мотогондолы, оптимизированной без учета ЛТП. При этом длина ламинарного участка составляет примерно 50 % длины внешней обечайки.

Представленная работа проведена в рамках государственного контракта Министерства промышленности и торговли Российской Федерации № 17112.1770290019.18.016, шифр «Воздухозаборник-2».

Исследование движения корпуса по шероховатой плоскости при движении внутренней массы по эллипсу

Садыгов А.С., Беличенко М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа посвящена исследованию движения мобильного робота по горизонтальной шероховатой плоскости. Робот состоит из корпуса, двигающегося по плоскости, и материальной точки, движущейся по вертикальному эллипсу относительно корпуса. Рассматривается случай одномерного движения корпуса.

Было получено, что в зависимости от параметров задачи корпус может покоиться или совершать один из трёх типов движения. При движении первого типа корпус совершает периодическое движение с двумя длительными остановками за период обращения внутренней массы по эллипсу, причём среднее перемещение за период равно нулю. При движении второго типа корпус двигается с одной остановкой за период, причём перемещение за период

положительно. В случае третьего типа движения корпус совершает движение без длительных остановок, причём среднее перемещение за период обращения внутренней массы положительно.

В плоскости параметров – отношения силы тяжести системы к относительному ускорению подвижной массы и коэффициента трения – для различных значений отношения полуосей эллипса были выявлены области, отвечающие каждому типу движения. Границы области покоя корпуса, а также условие безотрывного движения найдены аналитически, а границы между областями с разными типами движения получены с помощью численного интегрирования уравнений движения системы.

Получено, что чем больше сужен эллипс траектории движения подвижной массы, тем меньше область движения корпуса. Причем доля области параметров, отвечающей второму типу движения, увеличивается, в то время как доли областей, отвечающих первому и третьему типам движения, уменьшаются.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект 19-11-00116) в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

Исследование резонансных периодических движений спутника относительно центра масс при наличии кратных резонансов

Ситникова О.Р., Холостова О.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается движение динамически симметричного спутника относительно центра масс в центральном ньютоновском гравитационном поле на слабоэллиптической орбите. Исследуется окрестность одного из стационарных вращений спутника, существующего на круговой орбите, – гиперболоидальной прецессии. При этом рассматриваются значения параметров, для которых в случае круговой орбиты в приведенной системе с двумя степенями свободы реализуется кратный резонанс (двойной комбинационный резонанс третьего и комбинационный резонанс четвертого порядков), а также их малая окрестность.

Ставится задача о существовании, числе и устойчивости в линейном приближении резонансных периодических движений спутника в окрестности периодического движения, рождающегося на слабоэллиптической орбите из гиперболоидальной прецессии. Вводится малая резонансная расстройка по одной из частот.

Для резонансных и близких к резонансным значениям параметров при помощи метода малого параметра Пуанкаре построено 2p-периодическое по n (n – истинная аномалия) движение спутника, порождаемое гиперболоидальной прецессией на круговой орбите. Методом Депри – Хори проведена нормализация гамильтониана системы в окрестности этого движения (принимаемого за невозмущенное) в слагаемых до четвертого порядка включительно относительно возмущений с учетом имеющихся резонансов. Рассмотрена приближенная (модельная) система, в которой резонансная расстройка рассматривается как параметр. Определены положения равновесия системы, исследованы их бифуркации (в зависимости от значения этого параметра) и устойчивость в линейном приближении. Проведено сравнение с соответствующими результатами в случае точного резонанса.

Найденные положения равновесия модельной системы порождают в полной системе 10p – периодические по n, аналитические по e (где e – эксцентриситет орбиты) решения, описывающие движения оси симметрии спутника в окрестности его гиперболоидальной прецессии. При этом устойчивым в линейном приближении и неустойчивым положениям равновесия соответствуют устойчивые в линейном приближении и неустойчивые периодические движения спутника.

Определение критической плоскости и оценка усталостной долговечности при многоосном циклическом нагружении

Стратула Б.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Опыт эксплуатации различных элементов конструкций показывает, что естественные режимы и условия циклического нагружения редко могут быть воспроизведены в лабораториях в упрощённых усталостных экспериментах, таких как растяжение, изгиб или кручение. Как правило, конструкционные элементы подвержены сложным (трехосным) напряжённым состояниям. Рабочие нагрузки, прилагаемые к реальным компонентам, являются, как правило, многоосными и сочетают в себе различные режимы нагрузки, такие как сжатие-натяжение, напряжение-натяжение, изгиб и кручение. Например, колёсные оси поезда в рабочем режиме подвержены нагружению вида вращение-изгиб. Компоненты ротора турбины часто подвергаются статическим нагрузкам из-за центробежной силы и дополнительным изгибающим и/или крутящим нагрузкам из-за колебаний, вызванных потоком газа или пара. В этом случае необходимо использовать многоосные усталостные критерии. Современные усталостные критерии позволяют оценить количество циклов N до разрушения образца или конструкционного элемента (так называемая усталостная долговечность). Дополнительно учитывается произвольное смещение фаз между компонентами циклического напряжения и ориентацией критической плоскости. Предложена аналитическая методика расчета ориентации критической плоскости для случая многоосных циклических нагрузок с произвольным сдвигом фаз для классического усталостного диапазона – малоцикловой и многоцикловой усталости. Процедура основана на хорошо известном критерии Пападопулоса. Для диска компрессора турбовинтового двигателя были выполнены расчеты по определению напряженного состояния и нахождению расположения зоны с наибольшими напряжениями. На основании приведенных выше расчетов была дана оценка количества циклов N до разрушения рассматриваемых дисков.

Исследование орбитальной устойчивости короткопериодических движений симметричного спутника, рождающихся из его цилиндрической и конической прецессии

Сухов Е.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Изучается движение спутника – динамически симметричного твёрдого тела на круговой орбите в центральном гравитационном поле сил. В указанном случае уравнения движения имеют частные решения, называемые цилиндрической и конической прецессиями и отвечающие положениям относительного равновесия спутника в орбитальной системе координат [1]. Из теории, развитой А. М. Ляпуновым следует, что в окрестности устойчивой конической и цилиндрической прецессии существуют периодические движения, отвечающие колебаниям оси динамической симметрии спутника в окрестности соответствующей прецессии. Указанные периодические движения могут быть построены в виде сходящихся рядов по степеням малого параметра – амплитуды колебаний.

В данной работе в трёхмерном пространстве параметров задачи были построены области существования семейств короткопериодических движений спутника, рождающихся из цилиндрической и конической прецессии. Для всех допустимых значений параметров была решена задача об орбитальной устойчивости указанных семейств в линейном приближении.

Для построения семейств периодических движений при малых значениях амплитуды колебаний применялся метод нормальных форм, а в случае, когда амплитуда колебаний не мала, для их построения применялся численный метод, предложенный А. Г. Сокольским и С. Р. Каримовым в работе [2] и развитый в работах [3, 4].

Исследование выполнено при поддержке гранта РНФ № 19-11-00116 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

Литература:

1. Дубошин Г. Н. Частные решения общей задачи о поступательно-вращательном движении сфероида под действием притяжения шара // Астрономический журнал. 1959. Т. 36. 5. С. 890-901.

2. Каримов С.Р, Сокольский А.Г. Метод продолжения по параметрам естественных семейств периодических движений гамильтоновой системы. Препринт ИТА АН СССР. 1990. №9. 32 С.

3. Бардин Б.С., Сухов Е.А. Об алгоритме продолжения по параметрам семейств периодических движений автономной гамильтоновой системы с двумя степенями свободы // Тез. докл. LIV Всероссийской конференции по проблемам динамики, физики частиц плазмы и оптоэлектроники / РУДН. Москва. 2018.

4. Сухов Е.А., Бардин Б.С. Численно-аналитическое построение семейства периодических движений симметричного спутника, рождающихся из его гиперболоидальной прецессии // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Т. 53.

О подготовке базы данных теплофизических свойств материалов для разработки лазерных технологий

Третьякова О.Н., Князев А.А., Челышев А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

При создании новых лазерных технологий: SLM (selective laser melting) и DLM (directive laser melting) – возникает необходимость математического моделирования тепловых процессов при воздействии лазерного излучения на обрабатываемый материал. В работе [1] описано численное моделирование теплообмена для процесса SLM. Применяя аналогичные подходы для DLM технологии – технологического процесса лазерной резки, мы решили задачу моделирования теплообмена для подбора оптимальных параметров лазерного разделения пластин из кремния и сапфира на чипы (микросхемы).

Для этого была создана база данных (БД) MSSQL, составлена программа расчёта интенсивности падающего на поверхность пластин унимодального гауссова пучка лазерного излучения, было произведено моделирование трёхмерного поля температур методом конечных элементов с использованием пакета ANSYS и подобраны параметры технологического процесса лазерной резки: непосредственно произведён подбор мощности лазера, при которой соблюдаются все температурные условия и обеспечивается требуемое качество разрезанных чипов для пластин из кремния и сапфира. В БД хранятся размеры, теплофизические свойства материалов пластин: температура плавления, кипения, коэффициент теплопроводности, удельная теплоёмкость, плотность материала, а также предусмотрена возможность хранения результатов моделирования процесса теплообмена для различных технологических режимов. БД является универсальным средством для организованного и структурированного хранения информации: можно добавлять и редактировать таблицы, создавать связи между ними, изменять число столбцов и ячеек в них, вносить или удалять данные, а также автоматизировать процесс добавления новых данных. Именно с этой целью она использовалась в работе.

В результате применения созданной БД удалось ускорить процесс разработки технологии и подобрать оптимальные параметры, практически реализуемые в технологическом процессе. Разработанная БД MSSQL может в дальнейшем применяться при моделировании других технологических процессов.

Литература:

Лебёдкин И.Ф., Молотков А.А., Третьякова О.Н. Математическое моделирование сложного теплообмена при разработке лазерных SLM технологий. // Труды МАИ: Электронный журнал, ISSN:1727-6924, №101. 2018.

Оптимизация переключений в линейно-квадратичных задачах управления непрерывно-дискретными системами

Урюпин И.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается линейно-квадратичная задача синтеза оптимального управления переключаемыми системами [1]. Переключаемые системы относятся к классу гибридных систем. Непрерывное изменение состояния системы описывается линейными дифференциальными уравнениями, а мгновенные дискретные изменения состояния (переключения) – линейными рекуррентными уравнениями. Моменты переключений, а также их количество заранее не заданы. Качество управления характеризуется квадратичным функционалом, в котором учитываются затраты на каждое переключение.

Вместе с задачей синтеза оптимального управления рассматривается задача минимизации количества переключений [1], характерная для гибридных систем. Особенность синтеза оптимальных переключаемых систем заключается в том, что функция цены в рассматриваемой задаче не является квадратичной. Поэтому предлагается строить функцию цены из вспомогательных, моментных функций цены, каждая из которых является квадратичной и определяется как минимальное значение функционала качества при фиксированных моментах переключений. Оптимальное позиционное управление, линейное по состоянию, зависит нелинейно от моментов переключений. Оптимизация моментов переключений становится последним этапом синтеза.

Разработанный алгоритм синтеза позволяет найти оптимальные параметры такие как: количество переключений, моменты переключений, а также управления движениями системы в непрерывной и дискретной частях. Применение разработанного алгоритма демонстрируется на примере задачи с обменом каналов управления.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-08-00128а).

Литература:

1. Бортаковский А.С., Урюпин И.В. Минимизация количества переключений оптимальных непрерывно-дискретных управляемых процессов// Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. №4. С.29-46.

Исследование высокочастотных колебаний и волн в плазме холловского двигателя с помощью двухмерной полностью кинетической аксиально-азимутальной модели (Full PIC 2D3V)

Хмелевской И.А., Томилин Д.А., Ловцов А.С.
Центр Келдыша, г. Москва, Россия

Холловский двигатель (ХД) представляет собой плазменное устройство, в коаксиальном канале которого создаётся осевое электрическое и радиальное магнитное поле. Несмотря на более чем полувековую историю исследования физических процессов, протекающих в плазме разряда ХД, остается ряд открытых вопросов. Одним из таких вопросов является аномальная проводимость поперек магнитного поля: классического столкновительного механизма переноса на тяжёлых частицах и величины пристеночной проводимости оказывается недостаточно для описания экспериментальной величины электронного тока [1].

Для моделирования ХД типична радиально-аксиальная геометрия, для таких моделей возможно достаточно корректно учесть взаимодействие со стенкой и вторичную электронную эмиссию, но тем, не менее, эти модели не дают адекватное значение тока электронов без искусственного увеличения за счёт бомовской проводимости, что не отражает физики процесса. С другой стороны, азимутальные колебания и волны в плазме могут существенно влиять на электронный ток в ХД [2], однако напрямую этот эффект может быть учтён либо в трёхмерных моделях, либо в аксиально-азимутальных моделях разряда.

Доклад посвящён результатам численного исследования высокочастотных колебаний и волн в диапазоне частот 1-150 МГц в плазме ХД. Исследование проводится с помощью полностью кинетической двумерной по координате и трёхмерной по скоростям аксиально-азимутальной модели. Расчёт параметров плазмы производится методом частиц в

самосогласованном электрическом и внешнем магнитном полях. В докладе приводятся как одномерные (усредненные по азимутальной компоненте), так и двухмерные распределения основных параметров расчёта (потенциал, концентрации, скорости электронов и ионов и др.), а также основные характеристики наблюдаемых волн.

Литература:

1. J.-P. Boeuf, Journal of Applied Physics 121, 011101 (2017).
2. V. Nikitin, D. Tomilin, A. Lovtsov and A. Tarasov, "Gradient-drift and resistive mechanisms of the anomalous electron transport in Hall effect thrusters", EPL, 117 (2017) 45001.

Исследование устойчивости относительных равновесий спутника, несущего точечную массу, на эллиптической орбите

Холостова О.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается движение спутника (твердого тела) относительно центра масс в центральном ньютоновском поле на эллиптической орбите произвольного эксцентриситета. Предполагается, что вдоль одной из главных центральных осей инерции спутника заданным образом движется точечная масса. Изучаются частные движения спутника, описываемые уравнением типа уравнения В.В. Белецкого.

Ранее [1] найден закон движения точечной массы, при котором данное уравнение допускает два частных решения, соответствующих относительным равновесиям спутника в орбитальной системе координат, и проведен линейный анализ их устойчивости. В плоскости параметров (эксцентриситета орбиты и безразмерного инерционного параметра) для обоих относительных равновесий построены области устойчивости в линейном приближении и области параметрического резонанса.

Цель данной работы – проведение нелинейного анализа устойчивости исследуемых равновесий в областях устойчивости в линейном приближении и на их границах. Для этого при помощи конструктивного алгоритма осуществляется нормализация сохраняющего площадь отображения, порождаемого движениями соответствующей гамильтоновой системы на промежутке времени, равном периоду. Далее при помощи нормализованной функции восстанавливается вид нормализованного гамильтониана и проверяются известные критерии устойчивости и неустойчивости нелинейных, периодических по времени гамильтоновых систем с одной степенью свободы.

Установлено, что в областях устойчивости в линейном приближении при отсутствии резонансов четвертого порядка всегда выполняются условия теоремы Арнольда – Мозера и, в частности, отсутствует вырождение. В этих случаях исследуемые относительные равновесия устойчивы. В каждой области устойчивости в линейном приближении имеется одна кривая резонанса четвертого порядка; на всех резонансных кривых имеет место устойчивость. Для граничной кривой, выходящей из начала координат плоскости параметров, для обоих равновесий имеет место неустойчивость. Для первого (второго) равновесия на всех левых (правых) границах областей неустойчивости имеем устойчивость, а на всех правых (левых) границах неустойчивость.

Работа выполнена в рамках государственного задания (проект № 3.3858.2017/4.6).

Литература:

1. Маркеев А.П. О динамике спутника, несущего подвижную относительно него точечную массу // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2015. № 6. С. 3-16.

Динамика композитных элементов конструкций с множественными межслоевыми дефектами под действием нестационарной нагрузки

[1]Хомченко А.В., [3]Медведский А.Л., [2]Мартиросов М.И.
[1]Корпорация «Иркут», [2]МАИ, г. Москва, Россия
[3]ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

Уровень безопасности авиаконструкций, созданных на основе внедрения новых материалов и новых технологий, должен быть не ниже уровня безопасности существующих

авиаконструкций, изготовленных из традиционных материалов и по традиционным технологиям.

Серьёзной проблемой при использовании конструкционных полимерных композиционных материалов (ПКМ) для изготовления элементов современных авиаконструкций является наличие межслоевых дефектов и повреждений, которые можно разделить на:

• дефекты и повреждения, возникающие во время серийного производства и технического обслуживания;

• дефекты и повреждения, возникающие в результате ударных воздействий во время эксплуатации.

Рассматривается пологая цилиндрическая четырёхстрингерная панель длиной a=750 мм, шириной b=490 мм, стрелой подъёма c=7,38 мм. Предполагается, что между всеми слоями в центре панели расположены дефекты эллиптической формы с осями d=36 мм, e=26 мм. Панель изготовлена из углепластика на основе препрега HexPly M21/34%/UD194/IMA (углеродная лента IMA на основе высокопрочного волокна HexTow IMA-12K и эпоксидное модифицированное связующее M21) производства фирмы Hexcel Composites (США). Толщина монослоя h=0,184 мм. Обшивка панели имеет следующий формат укладки: [+45°/-45°/0°/90°/0°/0°/+45°/-45°/-45°/+45°/0°/0°/90°/0°/-45°/+45°]. Стрингер представляет собой единую деталь, состоящую из двух половинок L-образного сечения, выполненных из ПКМ. Формат укладки стрингера: [+45°/-45°/90°/0°/+45°/-45°/-45°/+45°/0°/90°/-45°/+45°].

В качестве внешней нагрузки рассматривается нестационарное взрывное воздействие с энергией взрыва E=209.2 кДж. Эпицентр взрыва расположен на расстоянии 500 мм от внешней поверхности панели. В качестве граничных условий используется шарнирное опирание вдоль длинных кромок.

Задача решается методом конечных элементов (МКЭ) в комплексе LS-DYNA. В результате определяется поле давления, действующее на внешнюю поверхность панели, поля перемещений и действующих напряжений в монослоях. Далее определяется распределение индексов разрушения f (разрушение монослоя наступает при f=1) по следующим критериям разрушения для ПКМ: Hashin, Chang-Chang, Puck, LaRC03.

Об исследовании устойчивости плоских маятниковых движений спутника-пластинки на круговой орбите в случае быстрых вращений

Чекина Е.А., Чекин А.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассмотрим спутник, моделируемый твердым телом, центр масс которого движется по круговой орбите. Предполагается, что спутник имеет геометрию масс пластинки и в невозмущенном движении его плоскость перпендикулярна плоскости орбиты. В этом случае уравнения движения допускают семейства решений, отвечающие плоским маятниковым движениям. В зависимости от величины константы энергии данные движения могут представлять собой плоские колебания или вращения. В работах [1-3] вопрос об орбитальной устойчивости плоских колебаний был полностью решен. В работе [4] исследована задача об орбитальной устойчивости плоских вращений в строгой нелинейной постановке при отсутствии резонансов и в случаях резонансов третьего и четвертого порядков. В данной работе исследование орбитальной устойчивости плоских вращений проводится на границах областей устойчивости в линейном приближении, отвечающих резонансу второго порядка основного типа и комбинационному резонансу. Рассматривается особый случай движения спутника с высокими угловыми скоростями – быстрые вращения. В этом случае возможно введение малого параметра и аналитическое решение задачи об орбитальной устойчивости. Для каждого случая гамильтониан задачи был разложен в ряд по малому параметру и с помощью серии канонических замен приведен к нормальной форме. Анализ коэффициентов полученной нормальной формы показал, что в случае резонанса основного типа быстрые вращения орбитально неустойчивы, а в случае комбинационного резонанса – формально устойчивы. Результаты данного исследования хорошо согласуются с численными расчетами.

Результаты данной работы получены в Московском авиационном институте в рамках выполнения государственного задания (проект №3.3858.2017/4.6).

Литература:

1. Бардин Б.С., Чекин А.М. Об устойчивости плоских колебаний спутника-пластинки на круговой орбите // Космические исследования. 2008. Т. 46. №3. С. 279–288.
2. Бардин Б.С., Чекина Е.А. Об устойчивости плоских колебаний спутника-пластинки в случае резонанса основного типа// Нелинейная динамика. 2017. Т. 13. №4. С. 465–476
3. Bardin B.S., Chekina E.A. On the Constructive Algorithm for Stability Analysis of an Equilibrium Point of a Periodic Hamiltonian System with Two Degrees of Freedom in the Case of Combinational Resonance. Regul. Chaotic. Dyn. 2019. vol. 24. No. 2, pp. 127-144.
4. Бардин Б.С., Чекин А.М. Об орбитальной устойчивости плоских вращений спутника-пластинки на круговой орбите // Вестник МАИ. 2007. Т. 14, № 2. С. 23-36.

Исследование влияния угла наклона рулевого винта в вертикальной плоскости на ЛТХ вертолёта АНСАТ

Черножукова А.А.
КВЗ, г. Казань, Россия

Существует несколько способов увеличить грузоподъемность одновинтового вертолёта с рулевым винтом: заменить металл на композиционные материалы в конструкции фюзеляжа и его агрегатов, взять на борт меньше топлива, разработать новый несущий винт. Наименее радикальный способ – это наклон вала рулевого винта в поперечной плоскости вертолёта. Результатом этого будет разложение результирующей тяги рулевого винта на две составляющие: горизонтальную и вертикальную. Горизонтальная составляющая тяги рулевого винта компенсирует реактивный момент, создаваемый несущим винтом, а вертикальная составляющая разгружает несущий винт, уменьшая потребляемую им мощность. Угол наклона вала рулевого винта позволяет увеличить тяговые характеристики вертолёта.

Разработана математическая модель, которая состоит из двух частей: в первой – рассчитываются силы и моменты, мощности на несущем и рулевом винтах, во второй – уравнения движения, силы и моменты, действующие на вертолёт. В рамках математической модели проведены последовательные расчёты тяговых характеристик вертолёта и определён оптимальный угол наклона вала рулевого винта. Критерием оптимальности угла наклона плоскости вращения рулевого винта является минимальная потребная мощность, необходимая несущим системам для создания тяги. Увеличение угла наклона вала рулевого винта от оптимального приводит к уменьшению прироста тяговых характеристик вследствие увеличения потребной мощности для создания горизонтальной составляющей тяги рулевого винта, необходимой для компенсации реактивного момента.

В докладе приведены результаты расчёта при оптимальном угле наклона рулевого винта, которые показывают:

- вследствие наклона вала рулевого винта горизонтальная составляющая тяги РВ уменьшится на 10%;
- потребная мощность от двигателей для несущего винта уменьшится, при этом имеем прирост в грузоподъемности.

Моделирование воздушного вихря над вращающимся диском при отборе газа из приосевой области

Чумакова Е.В., Остроухов Н.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Цель работы – моделирование условий, необходимых для формирования локализованного устойчивого воздушного вихря над поверхностью ЛА. В случае успеха такой вихрь может быть генератором подъемной силы для ЛА вертикального взлета (ЛАВВ).

В академической литературе представлены аналитические описания одиночного вихря в газе с минимумом статического давления на оси вихря. Согласно этим описаниям, такой вихрь

при диаметре 20 м и окружной скорости на периферии, равной скорости звука, развивает подъемную силу более 2000 т.

В работе обсуждается возможность искусственной генерации вихря типа «торнадо» над ЛАВВ. На основе анализа описания торнадо сформулированы условия его возникновения, а именно синхронное сочетание трех факторов:

• центростремительного течения газа с периферии к центру в область пониженного давления;

• закрутки центростремительного потока внешней силы;

• отбора массы газа из приосевой области с расходом, не меньшим суммарного расхода сходящегося центростремительного потока.

В качестве возможного инструмента экспериментального моделирования вихря рассматривается использование модифицируемого турбореактивного двигателя (ТРД). В этом модифицированном варианте ТРД его наружная обечайка установлена в корпусе ЛА с возможностью вращения вокруг общего вала двигателя. К передней кромке воздухозаборника (являющегося частью обечайки) жестко закреплены либо плоский диск, либо слабовыпуклая вверх пластина. В корпус ЛА ТРД устанавливается вертикально, причем его ось совмещается с центром тяжести всего ЛА.

Описанная трансформация ТРД может потребовать перестановки части лопаток компрессора на наружную обечайку и изменение системы подачи топлива.

При запуске модифицированного описанным образом ТРД компрессор с турбиной и наружная обечайка с закрепленным на ней диском (пластиной) начинают вращаться во взаимно противоположных направлениях. Вращающийся диск увлекает за собой воздух, а отбор газа через воздухозаборник обеспечивает принижение давления в центральной области. Таким образом создаются условия для формирования вихря.

Для численного решения системы уравнений, описывающих течение вязкой жидкости над вращающимся диском при фиксированном расходе газа через малое сечение в центре диска, сформулированы граничные условия.

Реализация фильтров частиц для непрерывных систем наблюдения и оценивания с использованием гетерогенных вычислений

Ющенко А.А., Рыбаков К.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В наше время для выполнения больших объемов вычислений в реальном масштабе времени многие алгоритмы реализуют с применением технологий параллельного программирования для распределения выполняемых задач между ядрами процессора вычислительной системы. Большое распространение получило использование графических процессоров для выполнения таких расчетов. Их преимущество заключается в значительно большем числе ядер, на которых могут производиться расчеты. В графических процессорах есть ряд недостатков, например, более низкая частота, но это компенсируется большим числом ядер (сейчас их число достигает 5120 против 56 у центральных процессоров). Одна из задач, для которой нужно выполнять расчеты в реальном времени – задача оценивания случайных процессов (фильтрация, сглаживание, прогнозирование). Это накладывает ряд требований к алгоритмам оценивания и их реализации в виде программы. Для того чтобы выполнять необходимые вычисления с нужной скоростью, обычно используют простые алгоритмы, но получаемые с их помощью результаты менее точны. Другой подход для решения этой задачи заключается в использовании более точных алгоритмов с применением более мощных вычислительных систем.

Необходимую точность могут обеспечить фильтры частиц, но для их использования в реальном масштабе времени необходимо задействовать большие вычислительные мощности. В работе представлено два варианта реализации фильтров частиц для непрерывных систем наблюдения и оценивания, оба варианта допускают использование технологий параллельного программирования при их программной реализации. Ранее был представлен результат тестирования фильтров частиц на задаче отслеживания координат и скоростей самолета,

осуществляющего маневр в горизонтальной плоскости, с использованием технологии параллельного программирования OpenMP для центральных процессоров. Для уменьшения времени оценивания случайных процессов больше всего подходит применение графических процессоров. В этой работе фильтры частиц реализованы с помощью программно-аппаратной архитектуры параллельных вычислений nVidia CUDA.

8. Новые материалы и производственные технологии в области авиационной и ракетно-космической техники

Исследование влияния вибрационных нагрузок на термоусталостную долговечность материала

[1]Авруцкий В.В., [1]Зинин А.В., [2]Бычков Н.Г., [2]Першин А.В.
[1]МАИ, [2]ЦИАМ, г. Москва, Россия

Концепция эксплуатации газотурбинных авиационных двигателей (ГТД) по «состоянию» предполагает осуществление тщательного контроля выработки ресурса. В материале деталей ГТД, работающих в условиях нестационарного термосилового комбинированного нагружения, в течение длительного срока службы развиваются механизмы повреждаемости материала и реализуются процессы накопления усталостных повреждений. Это приводит к ухудшению начальных прочностных характеристик конструкционных материалов, образованию и развитию дефектов.

Известно, что наибольший вклад в усталостную повреждаемость ответственных деталей ГТД вносит повреждаемость от малоцикловой усталости, которая обусловлена высоким уровнем максимальных напряжений, превышающих предел текучести в местах концентрации напряжений. Кроме того, все детали ГТД подвержены воздействию вибрационных нагрузок. Первоначальные дефекты от термической усталости могут быть не опасны при отсутствии вибраций, поскольку с их образованием уровень термонапряжений падает. Однако образовавшиеся дефекты становятся эффективными концентраторами для вибронапряжений. В этом проявляется отрицательная роль совместного действия циклических нагрузок низкой и высокой частоты.

Для осуществления контроля за выработанным и остаточным ресурсом, снижения степени опасности возникновения внезапных аварийных ситуаций по условиям прочности необходимо прогнозировать развитие поврежденности в деталях ГТД по фактической истории их термосилового нагружения. С современных позиций механики поврежденной среды (МПС) возможно развить математическую модель накопления усталостных повреждений в конструкционных материалах, которая сможет служить основой для анализа величины поврежденности материала в опасных зонах конструктивных узлов в зависимости от конкретных параметров кинетики напряженно-деформированного состояния.

Основным источником информации о характеристиках термической усталости материалов являются испытания на малоцикловую усталость по методу Коффина, который хорошо имитирует процесс образования термоциклических напряжений в деталях при эксплуатации двигателей.

Целью данной работы стало экспериментальное исследование малоцикловой усталости жаропрочного сплава, применяемого в конструкциях газотурбинных двигателей, с реализацией режимов нагружения с совместным воздействием длительных термоциклических и вибрационных нагрузок.

Апробация жаростойкого покрытия системы Si-$TiSi_2$-$MoSi_2$-TiB_2-$CaSi_2$ НА C_f/SiC композите в скоростных потоках воздушной плазмы

Астапов А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа выполнена в продолжение систематических исследований, проводимых в МАИ в направлении создания гетерофазных жаростойких покрытий [1] для защиты жаропрочных материалов на основе углерода от высокотемпературного окисления и эрозии в скоростных высокоэнтальпийных потоках газа.

В докладе представлены результаты исследований по разработке и апробации жаростойкого покрытия экспериментального состава в системе Si-$TiSi_2$-$MoSi_2$-TiB_2-$CaSi_2$. Гетерофазный порошок получали индукционной плавкой шихты с последующим диспергированием в шаровой вращающейся мельнице. Фазовый состав, мас. %: $Ti_xMo_{1-x}Si_2$ – 40, TiB_2 – 34, $TiSi_2$ – 5, $MoSi_2$ – 5, $CaSi_2$ – 16. Покрытие формировали методом шликерно-обжигового наплавления слоев на образцы из C_f/SiC композита с углеродными волокнами на основе гидратцеллюлозы (вискозы). В качестве наполнителя в шликерной суспензии использовали полученный порошок, дошихтованный кремнием в массовом соотношении 4:1, в качестве связующего – раствор коллоксилина в амилацетате и диэтилоксалате. Сушку слоев выполняли при температуре 80°С в течение 30 мин, обжиг проводили до температуры 1480±3°С при остаточном давлении в камере 8-9 мПа.

Проверку эффективности защитного действия покрытия осуществляли в ФГУП «ЦАГИ» на аэродинамическом стенде ВАТ-104, оснащенном индукционным плазмотроном для подогрева газа. Приведены результаты огневых газодинамических испытаний образцов с покрытием в условиях обтекания и неравновесного нагрева потоками воздушной плазмы с числами Маха М = 5.5-6.0 и энтальпией 40-45 МДж/кг. Подтверждена эффективность защитного действия покрытия при температурах на поверхности T_w = 1810-1820°С в течение не менее 920-930 с, при $T_w \geq$ 1850-1860°С – не менее 420-430 с. Установлено снижение уровня давления насыщенных паров в системе «оксидная пленка – покрытие» при увеличении степени гетерогенности формируемого оксидного слоя. На основе анализа полученных результатов поставлены задачи для дальнейших исследований.

Работа выполнена в рамках гранта РНФ по мероприятию «Проведение исследований научными группами под руководством молодых ученых» Президентской программы исследовательских проектов (Соглашение № 19-79-10258 от 08.08.2019 г.).

Литература:

1. Терентьева В.С., Астапов А.Н. Концептуальная модель защиты особожаропрочных материалов в гиперзвуковых потоках окислительного газа // Известия вузов. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. 2017. № 3. С. 51-64.

Влияние толщины, пористости и шероховатости плазменно-напыленного промежуточного слоя на адгезионные свойства соединения стеклопластик – Ni

Бабин С.В.

МАИ, г. Ступино, Россия

Лопасти самолётов, судов на воздушной подушке, изготовленные из композиционных материалов, обладают высокой удельной и усталостной прочностью, но низкой эрозионной стойкостью. Для эрозионной защиты передней кромки лопастей применяют защитные накладки. Наилучшим материалом для изготовления накладки является электролитический никель, однако прочность клеевого соединения «защитная накладка – лопасть» недостаточна и является проблемой. Одно из решений данной проблемы – создание на внутренней поверхности накладки прочного капиллярно-пористого покрытия методом плазменного напыления.

В данной работе производился выбор материала покрытия и экспериментальные исследования зависимости прочности клеевого соединения при сдвиге кручением от пористости, толщины и шероховатости плазмонапыленого переходного слоя.

В качестве промежуточного шероховатого пламонапыленного слоя выбрали хромоникелевую сталь ЭП741, которая имеет высокую адгезию (60 МПА) к никелевой защитной накладке за счет присутствия никеля в составе напыляемого сплава и хорошую адгезию к стеклопластику ВПС20.

Образцы для экспериментальных исследований (20×20×10 мм) получали путем формования никелевой накладки с пористым промежуточным слоем из сплава ЭП741 совместно со стеклопластиком ВПС20 «мокрым» методом в вакуумируемой пресс-форме. Впоследствии полученные образцы разрезали и дорабатывали механической обработкой для испытаний в специальном приспособлении на чистый сдвиг на машине FP-100.

Как показали результаты экспериментов, пористость покрытия не оказывает заметного влияния на прочность соединения. Этот результат согласуется с предположением, что на прочность связи влияет не общая пористость покрытия, а только открытая пористость поверхностного слоя. В то же время увеличение пористости при повышении толщины промежуточного слоя приводит к уменьшению прочности соединения, так как сочетание высокой пористости и толстых слоев покрытия приводит к удлинению времени пропитки переходного слоя адгезивом (BC2561), а следовательно, снижению полноты межфазного контакта. Таким образом, увеличение толщины переходного слоя снижает адгезионную прочность соединения стеклопластик – никелевая защитная накладка.

Зависимость прочности адгезионного соединения от шероховатости поверхности покрытия имеет экстремальный характер. Значение экстремума, полученное экспериментально, совпадает с теоретическими оценками с точностью 10%.

Метод расчёта контактной нагрузки во фланцевых соединениях с металлическими деформируемыми уплотнениями

Бойков А.А., Серпичева Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

При расчёте фланцевых соединений на герметичность возникает необходимость определения контактной нагрузки на уплотняемом стыке между уплотнением и фланцем. Один из способов, позволяющих рассчитать контактную нагрузку, представляет собой решение матричного уравнения равновесия в перемещениях, которое устанавливает связь между силами, действующими на тело, и перемещениями его точек. В итоге данное уравнение преобразуется в систему линейных алгебраических уравнений. Она составляется путём нахождения матрицы податливостей и матрицы перемещений точек фланца. В результате решения получаем набор значений давления в различных точках контакта. Таким образом, функция контактного давления рассчитывается как столбчатое распределение нагрузки по длине контакта. При расчёте нагрузки возникает проблема нахождения плавного решения. Она решается за счёт включения в математическую модель деформации шероховатости. Особенностью метода является возможность его применения к упругопластической задаче, несмотря на использование приёмов, более характерных для упругих задач. Это достигается за счёт применения при расчёте матриц податливостей и перемещений метода переменных параметров упругости, который позволяет учесть изменение упругих свойств материала при пластической деформации. Рассмотренный метод имеет ограничения в использовании. Он может быть применим только к зонам контакта размер которых мал относительно размеров деформируемого твёрдого тела, поскольку:

• во-первых, на этапе расчёта матрицы податливостей фланца при воспроизведении зоны пластической деформации в месте стыка с уплотнением путём нагружения фланца силой сжатия уплотнения используется давление, одинаковое на всём контакте. В результате полученное напряжённо-деформированное состояние будет отличаться от того, что вызвано реальной контактной нагрузкой. Однако на относительно малом участке контакта данным различием можно пренебречь.

• во-вторых: реальный шероховатый контакт двух тел будет отличаться от сплошного контакта тел в расчётной модели. Вследствие этого будет различаться как характер нагружения, так и степень влияния концентраторов напряжения на напряжённо-деформированное состояние. Но в масштабах всего фланца данное различие на малой длине контакта является незначительным, если рассматривать упругие свойства фланца в целом. Поэтому в данном случае этим различием можно пренебречь.

Самозалечивание высокотемпературного материала многоциклового использования для защиты C/Cs композитов в кислородосодержащей атмосфере

Бурлаченко А.Г., Мировой Ю.А., Буякова С.П.
ИФПМ СО РАН, г. Томск, Россия

Современное развитие аэрокосмической отрасли требует разработки новых, более легких и термостойких материалов. Углерод-углеродные композиты (C/Cs) обладают низкой удельной массой и высокой прочностью. Совокупность свойств ставит их в приоритетное положение относительно керамических высокотемпературных материалов. Однако одной из основных проблем использования C/Cs композитов в качестве фронтальных теплонагруженных элементов летательных аппаратов является их низкая окислительная устойчивость в условиях высоких температур в кислородосодержащей атмосфере. Наиболее перспективными в качестве устойчивых к окислению материалов тепловой защиты летательных аппаратов являются керамические композиционные материалы системы ZrB2/SiC. Такие материалы характеризуются высокой термической стойкостью, малым удельным весом, высокой прочностью и уникальной способностью к самозалечиванию.

Получение композитов по принципу функциональных градиентных материалов, где фронтальный слой будет объемной структурой ZrB2/SiC, способной защитить C/Cs композит от циклического высокотемпературного воздействия в кислородосодержащей атмосфере с возможностью самозалечивания поверхностных дефектов, возникающих в результате эксплуатации, позволит создать новый класс высокотемпературных C/Cs композитов. Используемые на сегодняшний день покрытия на поверхности C/Cs композитов отличаются незначительным сроком эксплуатации. Формирование объемного тугоплавкого самозалечивающегося защитного слоя ZrB2/SiC толщиной не менее 500 мкм. на поверхности C/Cs композита позволит значительно увеличить температуру и длительность эксплуатации C/Cs композита в условиях высокотемпературного окисления.

В работе получены данные о высокотемпературной устойчивости и кинетике самозалечивания дефектов в композитах, используемых для формирования фронтальной поверхности C/Cs материалов, на основе ZrB2 (0, 5, 10, 15, 20, 25 объёмных %) SiC при температурах 1200, 1400 и 1600°C в кислородосодержащей атмосфере. Показано, что процесс залечивания дефектов при температуре 1600ºC, независимо от содержания фазы карбида кремния был наиболее эффективным, а при температурах 1200ºC процент залечивания (H) был наименьшим, вне зависимости от длительности изотермической выдержки. При этом интенсивное устранение дефектов наблюдалось в керамиках с содержанием SiC 15 и 20 %.

Работа выполнена при поддержке стипендии Президента РФ (СП-3 630.2019.3.)

Исследование метода нанесения алмазоподобных углеродных покрытий на внутренние поверхности труб

Быкадоров А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные условия эксплуатации изделий в авиационной и ракетно-космической технике требуют создания материалов и покрытий, которые обладают такими уникальными свойствами, как супертвердость, коррозионная стойкость, износостойкость и т.д. В технологиях получения различных защитных и функциональных покрытий достигнуты впечатляющие результаты, но практически все они получены при напылении покрытий на наружные поверхности изделий. Нанесение покрытий на внутренние поверхности изделий, в частности труб, является одной из самых сложных задач в технологии напыления ионно-плазменными методами.

На сегодняшний день за рубежом разработан и применяется в промышленности метод ионно-плазменной иммерсионной обработки полых катодов (HCPIIP), позволяющий с высокой скоростью осаждать толстые и твердые алмазоподобные углеродные (DLC) пленки на внутренней поверхности труб.

Данный метод использует эффект полого катода (HCD) для создания плазмы высокой плотности внутри трубы. Наличие HCD в разряде важно для быстрого роста толстых DLC-

пленок. Внутренний диаметр трубы и рабочее давление газов являются критическими параметрами разряда. Этот метод позволяет нанести покрытия на внутренние поверхности труб диаметром от сотен до 2 мм.

Использование разряда в полом катоде позволяет получать высокие скорости осаждения (0,5 мкм/мин) и создавать конформную (подобную) оболочку на стенках камеры (трубы). Природа такой оболочки помогает покрывать более сложные геометрические формы, например резьбу.

Данный метод продемонстрировал, что покрытие DLC является уникальным по своим характеристикам, особенно при использовании на внутренних поверхностях. Покрытия характеризуются высокой износостойкостью, что увеличивает полезный срок службы труб. Повышение срока службы компонентов при воздействии агрессивных и абразивных сред является одной из приоритетных задач для многих аэрокосмических применений.

В настоящее время данный метод может обеспечить обработку труб с отношением длины трубы к ее диаметру – 24:1. Нами ведется разработка установки, которая обеспечит увеличение этого отношения. Проблему увеличения отношения длины к диаметру предполагается решать путем использования дополнительных магнитных полей.

Исследование циклической долговечности углепластика, армированного проволокой из никедида титана

Виноградов Р.Е., Сперанский К.А., Снегирёв А.О.
МАИ, г. Москва, Россия

Изучены малоцикловые усталостные свойства композиционного материала с матрицей из углепластика, армированного проволокой из сверхупругого никелида титана. Были проведены статические и циклические испытания на трехточечный изгиб (на базе 50 мм) образцов шириной 25 мм. Для испытаний на усталость по результатам статических испытаний были отобраны образцы с 7 слоями направленного углеволокна без армирования никелидом и образцы с 4 слоями углеволокна, армированные 4 проволоками никелида титана диаметром 2,3 мм. Жесткость обоих групп образцов была одинаковой и составила 600±20 Н/мм. При этом толщина армированного композита превышала толщину образцов без армирования в 1,5 раза, а, соответственно, его материал в процессе циклического нагружения испытывал во столько же раз большую деформацию при одном и том же прогибе. В качестве базы для усталостных испытаний была выбрана величина 2×105 циклов. Частота нагружения – 1 Гц, коэффициент асимметрии цикла – 0,1. Максимальную нагрузку (Pmax) в цикле варьировали в интервале от 500 до 1100 Н.

Обе группы образцов успешно прошли малоцикловые испытания при Pmax, равной 500 и 700 Н. Результаты показали, что неармированные образцы при максимальной нарузке 900 Н выдерживали не более 15000 циклов, в то время как образцы, армированные проволокой, выстояли 2×105 циклов. На завершающем этапе были проедены испытания с максимальной нагрузкой в цикле 1100Н. Образцы без армирования в среднем выдерживали не более 100 циклов, в то время как другая группа образцов в среднем отработала около 45000 циклов, после чего происходило разрушение углепластика, в то время как никелидная проволока сохраняла целостность.

Испытания долговечности образцов из КМ показали перспективность применения изделий из углепластика, армированных никелидом титана, в промышленности, т.к. армирование позволяет повысить долговечность конструкций при более высоких нагрузках.

Сплавы алюминия для бортовых проводов

Галкин Е.В., Преображенский Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день алюминий и сплавы на его основе находят всё большее применение в качестве токопроводящих элементов в авиационной технике. Монтаж электросети летательных аппаратов осуществляется с использованием бортовых проводов, к которым предъявляются высокие требования по прочности, гибкости и многим другим

характеристикам. При этом материал жил и изоляции должен обеспечивать заданные эксплуатационные свойства в широком диапазоне температур (до 150°С) и в условиях вибрации. Кроме того, важным параметром является электрическое сопротивление, которое зависит от площади поперечного сечения провода и удельного сопротивления применяемого материала. В связи с этим для изготовления жил наиболее перспективным можно считать сплав 01417, в котором алюминий легирован редкоземельными металлами (обычно 7-9% цезия Се). Сплав 01417 имеет высокую электропроводность – в два раза выше, чем у АМг1, однако наличие лантаноидов оказывает влияние на коррозионную стойкость и усложняет получение проволоки диаметром менее 0,1 мм. Поэтому актуальной задачей является исследование воздействия дополнительных легирующих элементов и использования плакирования на конечные свойства изделия. С этой целью проведены эксперименты по производству проволоки методом волочения из прессованных заготовок разного химического состава (как показали дальнейшие опыты, уровень механических свойств остался примерно одинаковым и при использовании литой заготовки). Удалось установить, что при добавлении циркония 0.1%Zr и никеля 6%Ni прочность сплава увеличивается на 10% (с 180МПа до 200МПа). Плакирование медью, серебром и никелем также улучшает свойства полученной проволоки. При этом анализ показал, что удельное электросопротивление во всех композициях примерно одинаково и составляет около 0,03 Ом·мм2/м. Однако установлено, что если проволока из сплавов Al-Ce, Al-Ni, AlFeNi термически стабильна до рабочей температуры 300°С и выдержке в течение 1000 ч, то композиция с серебром начинает терять пластичность уже при 250 °С и выдержке всего 200 ч. Таким образом, определен потенциал для увеличения прочности бортовой проволоки из 01417 за счет повышения содержания в сплаве отдельных легирующих добавок.

Новые подходы к оценке экологической безопасности материалов авиационного назначения

Горбачев С.И., Булычев С.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные авиационные и ракетно-космические технологии предъявляют высокие требования не только к механическим и эксплуатационным характеристикам конструкционных материалов, но и к их экологической безопасности. Оценка экологической безопасности материалов авиационного назначения должна проводиться с учетом их полного жизненного цикла, начиная с добычи сырья и заканчивая стадией утилизации. Рост требований к экологической безопасности авиационных материалов, изделий и конструкций должен вести к достижению максимальной комфортности и высокой безопасности для здоровья человека, и окружающей среды. Современные тенденции в области экологического развития Российской Федерации диктуют новые подходы к проведению экспертизы и оценки воздействия материалов на окружающую среду и здоровье человека. Однако номенклатура материалов авиационного и космического назначения широка и постоянно пополняется, применяются различные добавки, изменяющие технологические свойства материалов и позволяющие добиться нужных характеристик изделия. Авторы предлагаеют методику оценки экологической безопасности конструкционных материалов, в том числе и авиационного назначения, в результате применения которой материалу присваивают индекс экологической безопасности материала, и рассчитывают критерий экологической эффективности материала, используемый затем при выборе материала инженерами-проектировщиками. Индекс экологической безопасности материала является постоянной величиной для каждого материала и зависит от исходного сырья, применяемого для изготовления материала, технологии его изготовления, от особенностей самого материала. Критерий экологической эффективности материала представляет собой величину, характеризующую степень воздействия материала на окружающую среду на всех стадиях жизненного цикла изделия с учетом достижения удовлетворительного социально-экономического эффекта от его

производства. В случае необходимости методика позволяет сравнивать по степени экологической опасности разнородные материалы. Оценка воздействия материала на окружающую среду, проведенная согласно изложенным принципам, обеспечит возможность комплексного анализа экологических параметров жизненного цикла материала. Это позволит осуществлять выбор материала и оптимизацию технологических процессов по экологическим показателям. Предлагаемая методика может быть включена в единую автоматизированную государственную систему экологического мониторинга.

Возможности увеличения модуля упругости сплавов на примере алюминий-литиевых сплавов

Гордеева М.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Применение литиевых сплавов в авиации ограничено, т.к. они обладают высокой анизотропией свойств, фазовой нестабильностью и формированием высоких остаточных напряжений при сварке и затвердевании слитков, приводящих к их разрушению при разрезке, а также к недопустимой деформации при изготовлении крупногабаритных панелей с высокими ребрами жёсткости из толстых плит в фрезерных центрах. Эти проблемы существуют для всех сплавов алюминия, однако наиболее остро они проявляются в сплавах системы Al-Cu-Li. При использовании Al-Li сплавов в качестве компонентов слоистых алюмостеклопластиков (СИАЛов), помимо выигрыша в весе, важно, что величина модулей Юнга сплавов с литием существенно выше, чем у остальных алюминиевых сплавов. Известно, что повышение модуля Юнга СИАЛов за счёт металлического компонента эффективнее, чем повышение модуля Юнга препрега. Существует два способа увеличения модуля упругости металлического сплава. Первый способ связан с анизотропией модуля Юнга и возможностью использовать благоприятную текстуру листа для повышения модуля Юнга в его плоскости. Второй способ – формирование в сплаве частиц интерметаллидных фаз с более высокими упругими свойствами по сравнению с матрицей. Результаты расчётов показали, что для Al-твердого раствора значения модулей Юнга для различных направлений в листе обладают незначительной анизотропией и величина модуля Юнга варьируется в пределах 64-76 ГПа для монокристаллов и 68-72 ГПа для текстурированных поликристаллов, что ниже, чем экспериментальные значения модулей Юнга для сплавов системы Al-Li (80-82 ГПа). Таким образом, высокие значения модуля Юнга для сплавов системы Al-Li могут быть обусловлены только наличием в сплавах значительной доли интерметаллидной фазы с высоким модулем Юнга. Для сплава с высоким содержанием лития (сплав 8090 Al-2,4Li-1,14Cu-0,67Mg) наибольший модуль Юнга (82,6 ГПа) показал образец с высокой долей δ'-фазы. Оценка на основе правила аддитивности показала, что чтобы получить характерную для сплавов с литием величину модуля Юнга 80-82 Гпа, достаточно иметь в сплаве ~20% δ'-фазы с модулем Юнга 115-120 ГПа. Наши количественные оценки фазового состава сплавов системы Al-Cu-Li показали, что количество δ'-фазы в них может превышать 20%.

Применение технологии гидросепарации отходов жизнедеятельности человека в обитаемых колониях на Марсе

Горяинов Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Экспансия человечества в космическом пространстве предполагает эффективное использование ресурсов, потребляемых в процессе жизнедеятельности обитаемых колоний, в том числе и на Марсе. Основной характеристикой используемых ресурсов, необходимых для обеспечения жизнедеятельности человека, является их возобновляемость, с минимальными временными и энергетическими потерями. [1], [2].

Для восстановления водных ресурсов технологических процессов может быть применена технология гидросепарации отходов жизнедеятельности человека, позволяющая разделять стоки на различные фракции, пригодные для дальнейшего рециклинга. В зависимости от морфологии отходов, может быть получено несколько видов фракций, разделенных по

характеристикам плавучести и физико-химическим свойствам взаимодействия с оборотной жидкостью процесса гидросепарации.

В данной работе рассматривается комплексный подход определения выбора технологического оборудования гидросепарации отходов характеристики процессов эффективного разделения фракций, предлагаются методики очистки оборотной жидкости и рекомендации к применению полученных в результате гидросепарации фракций.

1. Белявский А.Е., Новиков С.В., Сорокин А.Е., Шангин И.А. Анализ использования тепловых аккумуляторов в системах обеспечения теплового режима космических аппаратов. – М.: СТИН. 2019. №1. С. 11-14.

2. Строгонова Л.Б., Сорокин А.Е., Васин Ю.А., Белявский А.Е. Формирование воздушной среды замкнутых объемов космических аппаратов – М.: СТИН. 2019. №4. С. 33-36.

Оценка прочности сцепления жаростойких реакционноотверждаемых покрытий на подложках из жаропрочного никелевого сплава ВЖ171

Денисова В.С., Петров А.А., Малинина Г.А.
ВИАМ, г. Москва, Россия

В конструкции отечественных авиационных газотурбинных двигателей широко внедрены жаростойкие покрытия на основе тугоплавких стекол, обеспечивающие эффективную защиту от высокотемпературной газовой коррозии теплонагруженных деталей из жаропрочных никелевых сплавов. Серийные жаростойкие покрытия типа ЭВК работоспособны при температурах до 1000°С. Традиционные подходы к разработке жаростойких покрытий, предусматривающие повышение общей тугоплавкости покрытий, уже не позволяют получать покрытия на рабочие температуры 1200°С и выше в связи с критически высокими температурами формирования таких покрытий (около 1400°С и выше). Одним из наиболее перспективных новых подходов к созданию композиций для защиты сплавов является использование реакционного отверждения, успешно реализованного на волокнистых субстратах из кварцевых волокон для орбитального корабля «Буран». В качестве добавки в составе эрозионностойких покрытий для теплозащиты использован тетраборид кремния, способствующий получению высокой излучательной способности и обладающий рядом преимуществ. Иные добавки, применяемые в качестве изучающих агентов, нестабильны в высокотемпературном газовом потоке и способствуют кристаллизации стекла в зоне контакта с плиткой.

Для защиты жаропрочных никелевых сплавов разработаны композиции реакционноотверждаемых покрытий, показавшие высокую эффективность при температурах эксплуатации вплоть до 1200°С. Для подтверждения возможности применения данных составов необходима оценка адгезии (прочности сцепления) покрытий к жаропрочным никелевым сплавам.

В качестве меры оценки прочности сцепления применялся склерометрический метод, один из методов инструментального индентирования, заключающийся в царапании образца алмазным индентором. Исследование проводилось коническим индентором с закруглением 200 мкм при прогрессивно возрастающей нагрузке 20-150 Н. Скорость царапанья составляла 0,25 мм/мин при длине «царапины» 20 мм. Также регистрировались акустическая эмиссия для точного определения момента образования трещин и данные тензометрической приставки для определения динамики изменения силы и коэффициентов трения при различных нагрузках и уровнях заглубления наконечника. В результате статистических исследований склерометрическим методом был определен порог нагрузок (~80Н), необходимый для возникновения трещин, характерный для реакционноотверждаемых покрытий исследуемой композиции.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №18-33-00207.

Прогнозирование механических свойств титановых и никелевых сплавов после закалки и старения

[1]Егорова Ю.Б., [2]Давыденко Л.В., [1]Шмырова А.В., [1]Кононова И.С.
[1]МАИ, г. Ступино, Россия
[2]Московский политех, г. Москва, Россия

Цель работы состояла в установлении статистических зависимостей влияния химического состава и режимов термической обработки на механические свойства титановых и никелевых сплавов. Для этого на первом этапе исследований были обобщены и статистически проанализированы литературные данные по химическому составу и механическим свойствам прутков диаметром 8-12 мм из 54 отечественных и зарубежных титановых сплавов после закалки и старения по режимам, которые рекомендованы техническими условиями и обеспечивают сохранение пластичности δ≥4%. Для оценки химического состава использовали структурные эквиваленты по алюминию и молибдену. Объектами исследования также послужили 1629 штампованных поковок из сплавов Ti-10-2-3 и ЭП718-ИД, изготовленных по промышленной технологии в 2007-2016 гг. Поковки сплава Ti-10-2-3 были подвергнуты закалке (763-798°С, 3 часа, вода) и старению (500-515°С, 8 часов, воздух). Термическая обработка колец сплава ЭП718-ИД состояла из закалки (1000-1140 °С, 2 часа, масло) и двойного старения (780 °С, 5 часов, воздух + 650°С, 16 часов, воздух).

На основе статистического анализа литературных данных было установлено, что временное сопротивление разрыву состаренных титановых сплавов возрастает с увеличением эквивалента по молибдену до ~15%, а затем уменьшается. Это обусловлено тем, что с ростом содержания β-стабилизаторов до критической концентрации возрастает количество метастабильной β-фазы, образующейся при закалке. В соответствии с закономерностями дисперсионного твердения максимальный эффект термического упрочнения должен наблюдаться в сплавах молибденовым эквивалентом 11%. Большой эффект термического упрочнения в сплавах с эквивалентом по молибдену 15%, по-видимому, связан с тем, что для псевдо β-сплавов в промышленных условиях применяют нагрев под закалку не до β-области, а до температур несколько ниже температуры полиморфного превращения в условиях, когда сохраняется высокая плотность дислокаций, что обеспечивает дополнительное упрочнение. На основе проведенных исследований были получены регрессионные модели, позволяющие оценить предел прочности α+β- и псевдо β-титановых сплавов в зависимости от эквивалентов по алюминию и молибдену после закалки и старения по стандартным режимам. Для поковок сплава Ti-10-2-3 была проведена проверка полученных моделей. Получены регрессионные модели, позволяющие оценить механические свойства колец из жаропрочного сплава ЭП718-ИД от температуры нагрева под закалку (после двойного старения).

Оптимизация топологии силовых конструкций

Жихарев Л.А.
МАИ, г. Москва, Россия

К используемым в летательных аппаратах силовым конструкциям предъявляют жёсткие требования по прочностным характеристикам. Параллельно с совершенствованием в области создания новых сверхпрочных материалов, повышение удельной прочности конструкций ведётся за счёт геометрической оптимизации их топологии. Задача состоит в увеличении удельной прочности – облегчение конструкции путём удаления наименее нагруженных областей.

Целью данного исследования является решение задачи повышения весовой эффективности конструкций на примере колёсной подвески Rocker-Bogie марсохода типа «Кьюриосити» при помощи современных компьютерных технологий оптимизации геометрий, основанных на распределённых вычислениях.

Применение именно облачных вычислений связано с необходимостью обработки большого количества данных даже при относительной простоте конструкций.

Оптимизация топологии включает определение числа, формы и расположения «пустот» в сплошной конструкции. Цель оптимизации топологии – нахождение оптимального

распределения материала внутри заданной области проектирования. В рамках данной работы эта область определялась объёмом свободного пространства, доступного при транспортировке марсохода к месту эксплуатации в сложенном состоянии. Оптимизация осуществлялась с применением метода конечных элементов. При этом разбиение массива конструкций происходило по четырём узловым тетраэдрам, в среднем – более трёх миллионов на каждую деталь подвески. Таким образом, в ходе оптимизации решалась система из 18 млн уравнений.

При выполнении работы также ставились задачи подбора параметров разбиения, приводящего к наилучшим результатам, и конвертации полученных Mash-массивов в твердотельную модель, что потребовало применения комплекса программных продуктов. Результаты оптимизации представляют собой ажурные конструкции сложной формы, способные выдерживать большие нагрузки при той же массе. Это продемонстрировал прочностной анализ, показавший увеличение удельной прочности до 3,5 раз относительно прототипа, применяемого в подвеске марсохода типа «Кьюриосити».

Ввиду сложности формы полученных конструкций изготовление их пластиковых моделей осуществлялось с применением аддитивных технологий. Их проверка на прочность также показала преимущества оптимизированной формы.

Результатами работы стало достижение целей оптимизации, выражающееся в увеличении удельной прочности, разработка алгоритмов получения оптимизированных моделей, а также перспектив их дальнейшего совершенствования.

Адгезия гальванического покрытия на уплотнительных элементах ракетного двигателя

Захаров В.В., Полянский А.М.
НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

В семействе двигателей РД-171 для герметизации стыков трактов горячего газа используются кольцевые уплотнения, на поверхность которых наносится серебряное покрытие. После операции нанесения серебряного покрытия и технологической сушки на уплотнениях часто выявляются дефекты в виде вспучиваний. Высокий процент брака у уплотнений делает актуальным проведение исследований по определению причин низкой адгезии у серебряного покрытия и внесение в технологию нанесения покрытия изменений, позволяющих повысить уровень адгезии. Методами электронной микроскопии и микрорентгеноспектрального анализа проведены исследования поверхностей кольцевых уплотнений и серебряного покрытия. Идентифицированы частицы загрязнений на поверхности уплотнений.

Термоциклированием проведена оценка уровней адгезии серебряного покрытия. Макроанализом установлено, что среди дефектов имеются как локальные вздутия, так и крупные дефекты. По данным микрорентгеноспектрального EDS анализа (MPCA) основными элементами материала частиц являются алюминий и кислород. Эти результаты позволяют сделать вывод о том, что множественные частицы на поверхности уплотнения и на внутренней поверхности серебряного покрытия представляют собой «осколки» частиц электрокорунда, внедрившиеся в поверхность детали при её пескоструйной обработке. Исключение из технологии нанесения серебряного покрытия операции пескоструйной обработки и введение в технологию операции нанесения подслоя серебра позволяет существенно повысить уровень адгезии серебряного покрытия и предотвратить образование вспучиваний серебряного покрытия при термических воздействиях на уплотнение.

Влияние обработки в СВЧ электромагнитном поле на характеристики твердости поверхности углепластика с молниезащитным покрытием

Злобина И.В., Бекренев Н.В.
СГТУ, г. Саратов, Россия

Одним из эффективных технологических методов повышения прочности полимерных композиционных материалов (ПКМ) является модифицирование структуры в процессе

кратковременного воздействия СВЧ электромагнитного поля, о чем свидетельствуют полученные различными исследователями результаты. Нами установлен положительный эффект упрочнения угле- и стеклопластиков при воздействии на них СВЧ электромагнитного поля в отвержденном состоянии на финишной стадии технологического цикла. Однако полученные положительные результаты касались прочности стекло- и углепластиков при испытаниях на изгиб и межслоевой сдвиг и не затрагивали вопросов изменения твердости материала под действием СВЧ электромагнитного поля.

Целью исследований явилось изучение влияния различных схем воздействия СВЧ электромагнитного поля на распределение твердости по поверхности образцов из отвержденного армированного углеродными волокнами ПКМ с молниезащитным покрытием (МЗП) в виде встроенной в поверхностный слой металлической медной сетки.

В результате проведенных исследований было отмечено выравнивание значений измеренной твердости материала, что выражается в уменьшении размаха и коэффициента вариации, а также среднего квадратичного отклонения. Интенсивное выделение джоулевой теплоты в области расположения металлических элементов сеток МЗП приводит к интенсификации диффузионных процессов в контактной зоне с объемом ПКМ, некоторому размягчению матрицы. Это способствует ее более плотному контакту с данными структурами, что повышает связанность всей конструкции и ее прочность и жесткость, а также твердость и ее равномерность. В результате происходит наибольшее изменение гистограмм распределения твердости и проявление выраженных экстремумов, соответствующих модальным (наиболее часто встречающимся в выборке) значениям.

Таким образом, показано, что воздействие СВЧ электромагнитного поля способствует выравниванию значений твердости поверхности материала, как со стороны сетки МЗП, так и с противоположной стороны, не приводя к значимому изменению средних ее величин.

Исследования выполнены при поддержке гранта РНФ № 18-79-00240 «Раскрытие механизма взаимодействия микроволнового излучения с отвержденными полимерными композиционными материалами на основе углеродных волокон в сочетании с внедренными в поверхностный слой связанными металлическими элементами, периодически распределенными в плоскости армирования наполнителем, применительно к конструкционным элементам авиационных робототехнических комплексов».

Формирование оболочечных конструкций сложного профиля из жаропрочного слоистого композита системой инвертированных магнетронов

Иванов Н.А., Лозован А.А., Ленковец А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Развитие авиакосмической техники требует повышения эксплуатационных характеристик двигателей летательных аппаратов. Известно, что эффективность двигателя напрямую зависит от величины рабочей температуры. Жаропрочность конструкционных материалов, используемых в двигателях, находится на пределе, и любой прогресс в этой области дается с трудом. Решение данной проблемы может быть найдено разработкой новых жаропрочных композиционных материалов.

Однако имеется ряд задач, когда формирование подобных композитов необходимо делать непосредственно в процессе изготовления требуемой конструкции. Одной из таких задач является создание малогабаритных оболочечных конструкций сложного профиля из жаропрочного слоистого композита (например, камер сгорания маршрутных двигателей космических объектов). Перспективными для решения подобных задач являются аддитивные технологии на основе ионно-плазменного напыления, которые позволяют получать слоистые композиты, обладающие необходимыми служебными характеристиками и не требующие дополнительной механической обработки.

Одним из основных недостатков ионно-плазменного напыления является низкая производительность создания 3D-структур сложного профиля. Данный недостаток в значительной мере нивелируется получением композита напылением системой инвертированных магнетронов, позволившим в разы увеличить производительность.

В данной работе проводится подбор материалов слоев композита, которые при выполнении прочих требований обеспечили бы минимум остаточных напряжений в слоях композита. Был получен образец слоистого композита в виде оболочечной конструкции со сложным профилем методом напыления чередующихся слоев Nb и Mo инвертированными магнетронами на оправку, которая затем вытравливается.

Внешний осмотр образца показал отсутствие внешних дефектов в виде трещин и отслоений. Исследования микроструктуры образца и контрастного анализа на сканирующем электронном микроскопе показывают, что сформированные слои обладают толщиной порядка 7 мкм без расслоений и трещин и четкой границей с образованием твердого раствора Nb-Mo порядка 1 мкм. Суммарная толщина композита равна приблизительно 700 мкм. Твердый раствор образуется в результате взаимной диффузии ниобия и молибдена.

Анализ возможностей искусственных нейронных сетей применительно к семантической сегментации изображений, полученных при дистанционном зондировании земной поверхности

Игонин Д.М., Тюменцев Ю.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Целью проводимого исследования является создание набора алгоритмов, обеспечивающих анализ качества обучения искусственных нейронных сетей при рассмотрении их с послойным углублением. В качестве объекта изучения были выбраны нейроархитектуры U-Net [1], SegNet [2] и MultiNet [3]. Эти нейроархитектуры были использованы для семантической сегментации изображений, полученных методами дистанционного зондирования земной поверхности. Обрабатываемые изображения взяты из базы данных WorldView-3 [4].

Результаты, представленные в [5], позволяют выделить критически важные места нейроархитектур, например такие как слишком «узкий» или слишком «широкий» слой, которые влияют на качество сегментации. В проводимом исследовании выполнен численный анализ качества сегментации рассматриваемых нейроархитектур, с представлением полученных результатов в виде вероятностных матриц. Значение каждого из элементов такой матрицы представляет собой оценки соответствия класса самому себе (значения элементов диагонали) и оценки ошибок в классификации (недиагональные элементы), когда в качестве ответа выдается указание на неверный класс.

На основании серии проделанных экспериментов определяются требования к наиболее приспособленной нейроархитектуре, предназначенной для решения задачи семантической сегментации изображений, на примере базы данных WorldView-3.

Литература:

1. Ronneberger O., Fischer P., Brox T. U-Net: Convolutional networks for biomedical image segmentation. – arXiv: 1505.04597v1 [cs.CV] – 2015.

2. Badrinarayanan V., Kendall A., Cipolla R. SegNet: A deep convolutional encoder-decoder architecture for image segmentation. – arXiv: 1511.00561v3 [cs.CV] – 2018.

3. Teichmann M. et al. MultiNet: Real-time joint semantic reasoning for autonomous driving. – arXiv: 1612.07695v2 [cs.CV] – 2018.

4. WorldView-3 Satellite Imagery, DigitalGlobe, Inc. 2017, https://www.digitalglobe.com/products/satellite-imagery.

5. Мозг изнутри (Визуализация прохождения паттерна через модель искусственной нейронной сети) 2019, https://habr.com/ru/post/438972/.

Создание космических аппаратов модульного исполнения на основе применения аддитивных технологий в условиях космического пространства

Карпухина Г.В., Геча В.Я., Кирякин А.А., Позднякова В.Д.
Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва, Россия

В настоящее время актуальным является решение задач по усовершенствованию технических характеристик, повышению срока активного существования, оптимизации

соотношения цена/качество космических аппаратов на основе внедрения в производственные процессы предприятий космической отрасли новейших материалов и передовых технологий.

Специалистами АО «Корпорация «ВНИИЭМ» проводятся исследования по созданию модульного КА для производства на орбите из готовых функциональных модулей и несущей конструкции, сформированной на основе применения аддитивных технологий. Для этого проведен анализ блочной конструкции КА и выполнено обоснование выбора технических решений (принципов, подходов), заявленных параметров, технических характеристик создаваемых образцов/технологий, обеспечивающих преимущества перед аналогами или альтернативными решениями.

Техническое решение о разбиении космического аппарата на модули различного назначения имеет следующие преимущества перед КА традиционной конфигурации:

1. Имея в наличии некоторый набор различных модулей, можно очень быстро собрать КА любой конфигурации в зависимости от его назначения;
2. В дальнейшем модульность КА приведет к тому, что его ремонт сможет быть выполнен оперативно и прямо на орбите путем замены вышедшего из строя модуля, а значит, вышедший из строя аппарат не нужно будет выводить из эксплуатации;
3. К такой конструкции можно добавлять любые модули, масштабируя КА или дополняя его функционал.

Стремительное развитие аддитивных технологий открывает широкие возможности для оптимизации конструкций КА, а также процессов его разработки и изготовления. Проведен успешный опыт по наращиванию конструктивных элементов непосредственно на конструкционную панель корпуса КА. Эта практика может быть использована для организации быстрого и простого производства модулей. Также аддитивные технологии могут быть применены для изготовления деталей КА с оптимальным соотношением масса/прочность.

Оценка влияния анизотропии механических характеристик короткоармированных композиционных материалов на результаты топологической оптимизации силовых конструкций

Кишов Е.А., Куркин Е.И., Спирина М.О.
Самарский университет, г. Самара, Россия

Жесткость и прочность короткоармированных композиционных материалов зависит от ориентации армирующих волокон, определяемых в процессе литья изделия. Исследования механических характеристик короткоармированных композитов базируются на работах Эшелби. Тандон и Венг на основе теории Эшелби определили характеристики упругости композиционного материала, армированного однонаправленными короткими волокнами. Короткоармированный композиционный материал может быть представлен трансверсально-изотропной моделью, приводящей к матрице жесткости ортотропного вида.

В работе проведено сравнение результатов топологической оптимизации кронштейна, полученных в изотропной и ортотропной постановках. В качестве материала использовался полиамид-6, армированный 50% коротких стеклянных волокон. Нелинейная анизотропная модель материала построена в системе Digimat MX методом реверс-инжиниринга результатов испытаний на растяжение образцов материала по стандарту ISO 527, вырезанных под углами 0°, 45° и 90° к направлению литья пластины. Жесткость материала вдоль направления литья в два раза выше, чем жесткость материала в поперечном направлении. Топологическая оптимизация проведена в системе ANSYS Workbench. Показано, что ортотропный характер материала приводит к ориентации силовых элементов конструкции вдоль направления максимальной жесткости материала. На основе результатов топологической оптимизации с учетом технологических ограничений построена трехмерная геометрическая модель кронштейна. Процедура поверочного расчета включала в себя оценку жёсткости, прочности и потери устойчивости конструкции. Учет ортотропии при топологической оптимизации позволил увеличить жесткость конструкции на 9% по сравнению с изотропной постановкой.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта мол_а_вед № 18-31-20071.

Исследование опытного титанового сплава, легированного скандием

Князев М.И., Савостин Д.С., Качайкина Е.С., Черненок Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В первую очередь был получен опытный сплав системы Ti-6Al-10Sc на основе титана, содержащий 6,1 масс.% Al и 10,2 масс.% Sc. Плотность сплава в исходном состоянии была определена с помощью метода гидростатического взвешивания и составила 4,2094 г/см3. Измерение твёрдости сплава показало значение, равное 31 ед. HRC. Микроструктура образца в литом состоянии представлена однофазным α-твёрдым раствором титан, обладающим пластинчатой морфологией, что согласуется с данными рентгенофазового анализа.

Следующим этапом исследования является закалка, проведение которой необходимо для изучения влияния термообработки на образцы из опытного сплава. Нагрев образцов осуществлялся в диапазоне температур от 1040 до 940°С с шагом в 20° и последующим охлаждением в воде до комнатной температуры. Можно видеть, что образцы, закалка которых производилась от 1000 °С и выше, обладают структурой, представленной мелкопластинчатым α' мартенситом. Это приводит к резкому увеличению твёрдости до 42 ед. HRC.

При снижении температуры нагрева под закалку до 980°С структура сплава преобразуется и в ней помимо α’ мартенсита наблюдается образование дискретных выделений αSc, расположенных по границам исходного β-зерна. Одновременно с этим наблюдается резкое снижение твёрдости до 35 ед. HRC.

При температурах нагрева под закалку, равных 960 и 940°С в структуре опытного сплава пропадает мартенсит, а на его месте образуется твердый раствор на основе α-фазы титана, имеющий пластинчатую морфологию. При этом закалкой с 960°С удается зафиксировать в сплаве трёхфазное состояние, представленное (αSc +αTi + β), а закалкой с 940°С двухфазное (αSc + αTi). Твёрдость при снижении температуры нагрева также уменьшается.

Анализируя полученные данные, можно сделать вывод о том, что опытный сплав Ti-6Al-10Sc обладает высокими удельными прочностными характеристиками, что делает использование скандия в качестве легирующего элемента оправданным и перспективным. В заключение нужно отметить, что исследования в данном направлении продолжаются.

Влияние водорода на структуру и фазовый состав титанового сплава ВТ6

Князева Ю.А., Савостин Д.С., Качайкина Е.С., Черненок Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Известно, что фазовый состав и структура титанового сплава ВТ6 будет меняться в зависимости от температуры проведения термоводородной обработки, а также от содержания водорода. Так, при добавлении в сплав ВТ6 0,2% водорода при температурах 900 и 850°С наблюдается полный переход в однофазное β-состояние. Последующее охлаждение до нормальной температуры приводит к тому, что β-фаза претерпевает мартенситное превращение. При этом охлаждение образцов из сплава, содержащих до 0,3% водорода, приводит к появлению α'-мартенсита, а при содержании от 0,3 до 0,7% Н – α'-мартенсита. Дальнейшее повышение концентрации водорода в сплаве ВТ6 даёт возможность получить состояние, близкое к однофазному β-состоянию при комнатной температуре. Структура после данной ТВО в зависимости от содержания водорода изменяется следующим образом: (α+β)→(α'+β)→(α''+β)→β.

Ниже температуры 850°С в результате наводораживающего отжига образуется двухфазное состояние, представленное α'- и β-фазами. При этом увеличение концентрации водорода приводит к уменьшению объёмной доли α'-фазы, что связано с перераспределением легирующих элементов в процессе наводораживающего отжига и насыщением α-фазы алюминием. Вследствие этого наблюдается образование α2-фазы, основой которой является интерметаллидное соединение Ti3Al.

Дальнейшее понижение температуры наводораживающего отжига до нормальной (600°С) приводит к снижению объёмной доли β-фазы в структуре сплава ВТ6, а также к росту концентрации водорода, содержащегося в этой фазе. При этом β-фаза становится метастабильной относительно гидридной фазы δ переменного состава TiHx, что приводит к её разложению по эвтектоидной реакции на αэ- и δ-фазы. Так как фаза αэ образуется из β-фазы, то одновременно с ней в структуре могут существовать α'- или α2-фазы, отличающиеся от неё химическим составом. Структура после наводораживания в интервале температур от 800 до 600°С в зависимости от содержания водорода изменяется следующим образом: (α+β)→[α(α2)+β]→[α(α2)+β+δ] → [α(α2)+δ].

Поскольку любое изменение структуры влечёт за собой изменение свойств сплава, то выбор правильного режима ТВО необходим при изготовлении ответственных деталей и конструкций.

Современные способы реализации координатных методов базирования при сборке агрегатов планера ЛА

Ковалевич М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Базирование – важный этап сборки. Во многом от точности базировния зависит точность сборки, следовательно, точностные параметры изделия в целом.

Традиционно существуют три способа базирования элементов при сборке: по месту, по отверстиям и по разметке. При этом каждый способ может быть реализован как относительно других элементов конструкции, так и относительно базовых элементов сборочного приспособления.

В отечественном авиа- и ракетостроении широко применяются три метода сборки: по базовым элементам сборочного приспособления (БЭСП), по координатно-фиксирующим отверстиям (КФО) и по сборочным отверстиям (СО). При этом для обеспечения высокой точности сборки классическими методами требуются значительные затраты на изготовление специальных сборочных приспособлений, что ограничивает возможности повышения производительности труда путем автоматизации процессов.

В последнее время всё шире применяется способ базирования элементов при сборке, который можно назвать координатно-позиционным. Суть метода состоит в том, что сборочная единица позиционируется в пространстве в результате совмещения контрольных точек с соответствующими точками математической модели изделия.

Предпосылки для применения данных технологий связаны с появлением автоматически управляемых позиционеров. Как правило, они выполняются в виде вертикальных или горизонтальных колонн. При этом изделие может устанавливаться на позиционеры как непосредственно (через кронштейны), так и в специальной технологической раме – палете.

Ведутся работы по применению авиастроении в качестве позиционеров промышленных роботов. Необходимо решение вопросов, связанных с точностью позиционирования и стабильностью фиксации элементов в процессе выполнения соединений.

Изучение возможности повышения прочностных характеристик компонентов навигационных систем современных беспилотных летательных аппаратов

Конкевич В.Ю., Степанов В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные тенденции развития беспилотных летательных аппаратов, связанные с увеличением продолжительности автономной работы, требуют снижения массогабаритных характеристик различных узлов. Снижение таких характеристик можно обеспечить за счёт применения более прочных материалов и современных технологий. Увеличение прочности конструкции позволяет закладывать меньшую толщину стенок изделия без снижения эксплуатационных свойств, что достаточно актуально при изготовлении крупногабаритных узлов типа корпусов навигационных приборов с достаточно большими весовыми показателями.

В работе была рассмотрена возможность замены материала паяного корпуса навигационного прибора из алюминиевого сплава АМц на более прочный сплав типа АК4-1, что позволит снизить массу конструкции примерно на 25-30 %. Исходя из низкой температуры начала плавления (порядка 560°С) сплава АК4-1 был проведён анализ возможных припоев, обеспечивающий высокий уровень эксплуатационных свойств. С учётом обеспечения прочностных характеристик и удовлетворительной коррозионной стойкости паяного соединения для изготовления изделия был выбран быстрозакристаллизованный припой Стимет-1502 на основе системы Al-Si-Ge. Изготовление припоя производилось в компании «МИФИ-Амето». Апробация данного припоя при изготовлении макета конструкции показала, что низкие пластические свойства делают его нетехнологичным при сборке под пайку в расплаве солей (при сборке конструкций типа «шип-паз» наблюдалось разрушение ленты припоя). В связи с этим была рассмотрена возможность изготовления модифицированного припоя с более высокими пластическими свойствами. Для изготовления макета были получены ленточки припоя нового состава (толщиной 50-80 мкм), исследование механических свойств которых показало некоторое повышение пластических свойств по сравнению с базовым припоем. Сборка под пайку осуществлялась вручную с обжатием паяемого элемента лентой припоя. Пайка макета осуществлялась в расплаве солей при температуре 540°С и времени выдержки jот 30 сек до 5 мин.

В результате проведённых исследований специалистами предприятия – изготовителя приборов была установлена возможность снижения массогабаритных характеристик крупногабаритных узлов за счёт увеличения прочности применяемого материала на примере корпусов навигационных приборов. Коррозионные испытания, динамические механические испытания показали высокую работоспособность паяных конструкций в заданных условиях.

Исследование влияния ионного ассистирования на морфологию поверхности слоев наноламинатных покрытий

Кубатина Е.П., Лозован А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Из литературных источников известно, что применение ионного ассистирования процессам нанесения покрытий позволяет формировать качественные нанокристаллические покрытия. Ионное ассистирование позволяет в широких пределах варьировать структуру и свойства покрытий путем управления составом, энергией и плотностью тока ионов. Кроме того, с помощью ионной бомбардировки весьма эффективно проводят очистку поверхности подложек.

Однако к применению ионного ассистирования при нанесении наноламинатных покрытий необходимо подходить весьма осторожно, особое внимание обращая на интерфейс слоев. При определенных параметрах ионного пучка ионное ассистирование процессу нанесения покрытий может обеспечить широкую границу сопряжения с подложкой. Подобное отсутствие резкой границы слоя с подложкой способствует обеспечению высокой адгезии и формированию градиентного покрытия, однако применение подобного режима при напылении слоев многослойной структуры негативно скажется на формировании наноламинатного покрытия.

Слои по данной технологии формируются в условиях конкуренции процессов осаждения и распыления, что может приводить к увеличению шероховатости поверхности слоев композита.

Задачей данного исследования является оптимизация режима работы ионного источника типа «Радикал» при формировании наноламинатных покрытий CrN/NbN магнетронным распылением с ионным ассистированием. Напыление проводили из двух магнетронов с мишенями Cr и Nb в среде аргона и азота на постоянном токе. Смесь газов подавалась в камеру через ионный источник, т.е. в виде ионов. Значение напряжения на ионном источнике поддерживали на уровне 2 кВ и дискретно меняли ток пучка для каждого опыта.

Исследование морфологии полученных покрытий и элементного состава проводили с использованием сканирующего электронного микроскопа EVO-40 Carl Zeiss с приставкой энергодисперсионного анализа INCA Oxford Instruments.

Шероховатость поверхности слоев определяли с помощью оптического профилометра KLA Tencor MicroXAM-100 с предметным столом с сервоприводом.

В настоящее время проводится отработка методики исследования.

Тонкопленочные технологии формирования покрытий на пористых рулонных материалах для конденсаторных структур

Куликов С.Н., Слепцов В.В., Кукушкин Д.Ю., Чжо З.Л.
МАИ, г. Москва, Россия

Сверхемкие источники тока (СИТ) наряду с химическими имеют широкий спектр применений – от источников питания портативных устройств до электромобилей и мощных рекуперативных систем автономного электроснабжения.

Основой СИТ является сверхемкая конденсаторная структура, обеспечивающая удельную запасенную энергию на уровне 20 Вт·час/кг и выше. Сегодня развиваются два направления создания суперконденсаторных структур для СИТ. Первое – это электролитические конденсаторные структуры с использованием в качестве электродов материалов на основе углерода с развитой поверхностью; и второе – это керамические конденсаторы на основе сегнетоэлектриков с высокой диэлектрической проницаемостью.

В докладе излагаются результаты исследований и разработки рулонной технологии создания электродного материала – ключевого элемента тонкопленочной электролитической структуры, определяющего энергетические и эксплуатационные характеристики суперконденсаторов.

При разработке технологии был выбран и применен метод ионно-плазменного распыления, а именно магнетронная распылительная система (МРС) и метод дугового распыления. Магнетронное распыление обеспечивает хорошую адгезию осаждаемых слоев, возможность осаждения многослойных покрытий, большие размеры обрабатываемых образцов, отсутствие высоких температур на обрабатываемой поверхности, капельной составляющей и невысокую скорость распыления материала, что позволяет контролировать процесс роста пленки и получать широкий спектр толщин покрытия – от долей до единиц микрометра.

Полученные результаты достигнуты за счет сочетания двух процессов – вакуумной металлизации пористого углеродного материала и осаждения на поверхность нанокластеров металлов с их последующим позиционированием в поровое пространство.

Оценка влияния линии спая на механические характеристики проушин из короткоармированного композиционного материала

Куркин Е.И., Спирина М.О., Захваткин Я.В., Чертыковцева В.О.
Самарский университет, г. Самара, Россия

Проушины являются типовым элементом конструкций и содержат концентраторы напряжений. Жесткость и прочность проушин из короткоармированных композиционных материалов зависит от ориентации волокон в изделии. Литье проушин связано с обтеканием оси проушины, которое приводит к образованию линии спая. Линия спая влияет на ориентацию армирующих волокон и может приводить к изменению жесткости и прочности изделия. Работа посвящена оценке влияния линии спая на механические характеристики проушин из короткоармированного композиционного материала. Для расчета литья проушин применялся Moldex3D с использованием сетки твердотельных элементов. Размер проушин составляет 65×24×12 мм. Диаметр отверстия равен 12 мм. Материал – полиамид-6, армированный 30% стеклянных волокон – PA6 Aramid SV 30-1ETM. Рассмотрены три варианта литья проушин, обеспечивающих расположение линии спая вдоль оси проушины (вариант 1), по диагонали к оси проушины (вариант 2) и поперек оси проушины (вариант 3). Исследована зависимость фронта литья и расположения линии спая от места входа расплава,

получены значения тензора ориентации армирующих волокон в каждой точке каждого варианта литья проушины.

Для прочностного расчета использована нелинейная анизотропная модель материала, построенная в Digimat MX методом реверс-инжиниринга. Для предсказания прочности образцов применяется критерий Цая-Хилла в трансверсально-изотропной постановке с учетом модели первого разрушенного псевдо-зерна (FPGF). Разрушающая нагрузка принята как минимальная нагрузка, при которой максимальной значение FPGF критерия достигает единицы. В системе ANSYS Workbench с использованием Digimat CAE проведен расчет проушин на растяжение. Задний торец проушины закреплен с помощью Fixed Support, нагрузка приложена на ось, связанную с отверстием проушины с использованием Frictionless контакта. Жесткость проушины оценивалась по значению овализации отверстия. Самой жесткой и прочной является проушина первого варианта. Проушина второго варианта, в котором линия спая близка к месту расположения максимального значения критерия прочности, показывает наименьшую жесткость и прочность – её жесткость меньше на 2,18% и прочность на 9,16% меньше, чем жесткость и прочность проушины первого варианта.

Исследование выполнено финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 19-79-10205).

Исследование возможностей лазерной ударно-волновой обработки при малой энергии лазера

Лозован А.А., Прищепов С.В., Козлов П.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Создание высокопроизводительных лазеров привело к появлению множества новых процессов в различных областях промышленности. Одним таким процессом стала лазерная ударно-волновая обработка (Laser Shot Peening – LPC) как технология улучшения поверхности, которая преобразовывала остаточное напряжение растяжения в сжатие, существенно повышая усталостную прочность изделий из различных металлов и сплавов, являющуюся важнейшей характеристикой деталей авиационной техники. Однако промышленное применение данной технологии требовало довольно мощных импульсных лазеров (10 Дж и выше), что существенно поднимало себестоимость процесса. Таким образом, маломощные лазеры (менее 1 Дж) остались вне области данной технологии.

Однако в дальнейшем японскими учеными был предложен новый вариант лазерного пининга, в котором обработку поверхности проводили без нанесения на изделие традиционного для LPC теплопоглощающего слоя, просто излучая последовательные лазерные импульсы в металлические материалы в водной среде – LPwC.

Обработку проводили импульсами лазерного излучения около 100 мДж от компактного и коммерчески доступного Nd:YAG-лазера с модуляцией добротности. Проведенные исследования показали, что LPwC значительно улучшил усталостные свойства сталей, титановых и алюминиевых сплавов несмотря на увеличение шероховатости поверхности из-за абляционного взаимодействия. Также было установлено, что LPwC эффективен для предотвращения возникновения и распространения коррозионного растрескивания под напряжением.

В данной работе мы проводим изучение возможностей метода LPwC для обработки поверхности различных материалов. Облучение проводили также Nd:YAG-лазером с модуляцией добротности в следующем режиме работы: длина волны λ = 1,06 мкм; максимальная энергия в импульсе E = 130 мДж; длительность импульса τл = 10 нс; частота следования импульсов f = 30 Гц; расходимость луча γ = 4 мрад. Диаметр лазерной отметки на образце 1 мм и выше. Образец из ВТ-6 устанавливали на столик с двухкоординатным перемещением, и обрабатываемую поверхность образца непрерывно поливали слоем воды толщиной примерно 2 мм. Облучение проводили с 50%-ным перекрытием лазерной отметки. При этом варьировали число импульсов облучения одной точки от 5 до 30.

Величины остаточных напряжений оценивали рентгеновским методом «sin2ψ» на дифрактометре ДРОН-4 в фильтрованном CuK излучении. Полученные предварительные

результаты обнадеживают, однако параметры процесса требуют оптимизации, которая сейчас проводится.

Расчёт ориентации коротких волокон на ранних стадиях проектирования силовых конструкций из композиционных материалов

Лукьянов О.Е., Куркин Е.И., Кишов Е.А.
Самарский университет, г. Самара, Россия

Для производства больших партий пространственно нагруженных изделий сложной формы используются технологии литья под давлением короткоармированных термопластичных материалов. Жесткость и прочность таких материалов во многом зависят от ориентации армирующих волокон, определяемых в процессе литья изделия. Поэтому для прогнозирования механических характеристик термопластичных материалов, армированных короткими волокнами и управления жесткостью и прочностью проектируемых изделий, стоит острая потребность в математическом моделировании процесса литья неньютоновских многофазных жидкостей. Для математического моделирования широко используются системы конечно-элементного и конечно-объёмного анализа, такие как Moldex3d, Autodesk Moldflow, ANSYS Polyflow. Использование данных программных комплексов требует задания трехмерной геометрической модели изделия. Геометрическая модель конструкций определяется совокупностью случаев нагружения. На ранних стадиях проектирования для определения силовой схемы конструкций широко используется топологическая оптимизация. Результат топологической оптимизации представляет собой совокупность элементов сетки, расположенных в местах передачи нагрузок. Создание трехмерной геометрической модели для расчета литья изделий по результатам топологической оптимизации – трудоемкая и сложно автоматизируемая задача.

В работе представлена методика расчета литья короткоармированных термопластичных материалов на элементах сетки топологической оптимизации, без использования трехмерных геометрических моделей. Разработано программное обеспечение для выделения требуемых элементов расчетной сетки из результатов топологической оптимизации и преобразование их в ANS формат сетки. Отработана методика экспорта таких результатов в системы Autodesk Moldflow и ANSYS Polyfow. Получены результаты расчетов течения неньютоновских сред в Autodesk Moldflow и ANSYS Polyfow на напрямую импортированных сетках. В системе Autodesk Moldflow получены значения ориентации армирующих волокон. Проведено сопоставление результатов моделирования течения на напрямую импортированных сетках с результатами моделирования на синтезируемых по результатам топологической оптимизации трехмерных геометрических моделей. Разработанная методика позволяет существенно сократить время проектированного расчёта литья силовых конструкций.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта мол_а_вед № 18-31-20071.

Инновационная стратегия управления отходами аэрокосмической отрасли

Метечко Л.Б., Сорокин А.Е., Горяинов Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Трудно переоценить важность проблемы современного общества по сокращению отходов и восполнению дефицита ресурсов. Мировая научная мысль создает все новые виды заводов комплексной переработки отходов, которые заменят несовершенные технологии сжигания с потерей полезных компонентов. В условиях дефицита ресурсов и территорий, несомненно, выходом из положения может стать раздельный сбор отходов, что исключает их сепарацию на заводах комплексной переработки, облегчает переработку и повышает качество получаемого сырья.

Авторами предлагается новая стратегия в области переработки отходов, позволяющая не только предотвращать рост объемов складирования и долгосрочного хранения ТБО, что опасно с точки зрения комплексного загрязнения сред, но и сокращать и уничтожать существующие полигоны и свалки, превращая отходы в стройматериалы и энергоносители.

Научные разработки по совершенствованию переработки и управления отходами тоже должны идти по двум параллельным направлениям.

Современные заводы комплексной переработки можно в этом случае именовать «флагманскими» объектами, а наряду с ними должны существовать и развиваться рядовые, преимущественно мобильные, установки ограниченной мощности – «ликвидаторы», перевозимые на места существующих свалок и полигонов.

Предложенный подход позволит не только освободить территории для дальнейшей медиации почв и возвращения их в исходное безопасное состояние, но и получать при этом необходимые сырьевые ресурсы, что особенно ценно в условиях ограниченных ресурсов и территорий как на земле, так и на территориях колоний-поселений с искусственными абиотическими условиями на других планетах и спутниках.

Проведенный анализ пилотных проектов мобильных установок гидр сепарации отходов с системой очистки оборотного водопотребления и оборудования по термической карбонизации отходов позволяет авторам сделать уверенный вывод о возможности реализации, эффективности и несомненной практической пользе предложенной двойной стратегии управления отходами в условиях ограниченности ресурсов и территорий.

Пайка керме та с углеродистой сталью припоем Cu-MN-Ni

Мисников В.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

Сплавы-припои системы Cu-MN-Ni нашли широкое применение благодаря их уникальным свойствам. Эти сплавы имеют отличную прочность, а также слабо теряют механические свойства при нагреве. Неоспоримым плюсом данных припоев является возможность проведения термообработки изделий (закалки и отпуска) непосредственно после пайки, за счет высокой температуры ликвидус данных сплавов, которая зачастую превышает 900°С.

В работе изучался процесс пайки инструментальной стали с твердым сплавом припоями системы Cu-Mn-Ni.

Изучено влияние формы порошка припоя и состава флюса (наличие и отсутствие фторборатов) на образование пор в соединении. Применение сферического порошка и исключение из состава флюса фторборатов привело к уменьшению закрытой пористости.

Изучено влияние температуры пайки (960 и 1050°С) и времени выдержки (0.5-5мин) на микроструктуру паяных соединений, полученных при помощи припоев CuMn28Ni5Cr1.5Zn0.3Zr0.3 и CuMn24Ni9 методами РЭМ и микрорентгеноспектрального анализа (ЭДС). В паяном шве наблюдались две структурные составляющие: твердый раствор на основе меди в центре шва и твердый раствор на основе железа на границе паяный шов\основной металл(сталь). При низких температурах пайки со стороны твердого сплава не наблюдалось диффузионных изменений. С увеличением температуры пайки, со стороны твердого сплава начиналась диффузия кобальта в паяный шов, а со стороны стали – усиление растворения поверхности основного материала и рост толщины слоя твердого раствора на основе железа.

Комбинированное поверхностное упрочнение деталей пар трения пневмогидроагрегатов ГТД

Моени Табатабаи Д.С., Бойцов А.Г., Курицына В.В., Казанцев С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Нарушение работоспособности агрегатов топливных и гидравлических систем чаще всего наблюдается вследствие неисправной работы прецизионных пар трения – регулирующих и распределительных устройств, плунжерных, поршневых и пластинчатых пар. Наиболее часто встречаемые неисправности – схватывание трущихся поверхностей и фреттинг-коррозия. Износ золотниковых пар в гидрораспределительном механизме вызывает уменьшение давления на рабочий орган, что влечёт за собой падение работоспособности машины и уменьшение КПД. В целях обеспечения работоспособности к золотниковым парам предъявляются требования малых сил трения, высокой герметичности, стабильности в

процессе функционирования. Рабочие поверхности выполняют существенной твердости (HRC>58) с высокими требованиями по шероховатости (Ra = 0,1…0,32).

Для повышения надёжности и ресурса таких деталей целесообразно использовать комбинированное поверхностное упрочнение, включающее отличные по природе упрочняющего воздействия методы: поверхностное пластическое деформирование, химико-термическую обработку, высококонцентрированные потоки энергии (лазерные, электронно-лучевые, ионные), нанесение покрытий из материалов с высокими эксплуатационными свойствами. Каждый из методов обладает своими достоинствами и недостатками, что определяет сферу его применения. Рациональная комбинация нескольких методов может обеспечить требуемый для решения конкретной задачи набор характеристик.

Проведенный анализ условий работы и качества поверхностного слоя деталей пар трения гидропневмоагрегатов показал, что в первую очередь необходимо повысить устойчивость деталей к фреттинг-коррозии. Кроме того, важно обеспечить высокие антифрикционные свойства. Для повышения износостойкости, фреттингостойкости, теплостойкости и антифрикционных свойств целесообразно применение электроискрового легирования. Данный метод позволяет повысить служебные характеристики деталей в 2…10 раз. Электроискровое легирование выполняется первым этапом комбинированного упрочнения. Для обеспечения повышенной твердости вторым этапом комбинированного упрочнения назначается алмазное выглаживание. Разработанный способ комбинированного упрочнения позволяет улучшать условия смазывания поверхностей пар трения, оптимально сочетать свойства основного и легированного материалов. Методы комбинированного упрочнения целесообразно применять для наиболее ответственных деталей, когда традиционная технология не обеспечивает требуемого уровня эксплуатационных свойств.

Напряжённо-деформированное состояние цилиндрических оболочек из пьезоматериалов на основе уточнённой теории

Нгуен Х.Л., Фирсанов В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Применение пьезоматерилов позволяет эффективно управлять деформациями конструкций, преобразовывать механическую энергию в электрическую. Поэтому функциональные элементы, основанные на использовании пьезоэлектриков, широко применяются в различных областях машиностроения, автоматики, вычислительной техники, особенно в авиационной и космической отрасли.

В данной работе предлагается вариант уточненной теории расчета электроупругостного состояния цилиндрических оболочек из пьезоматериала. Задача сведения трехмерных уравнений к двумерным осуществляется путем представления искомых перемещений полиномами по нормальной координате на две степени выше по отношению к классической теории.

С помощью принципа Лагранжа и применения уравнений трехмерной теории упругости построена математическая модель напряженно-деформированного состояния (НДС) цилиндрических пьезооболочек. Получена полная дифференциальная система уравнений равновесия, описывающая электроупругостное состояние оболочек и граничные условия в перемещениях и потенциалах. Рассматривается НДС пьезооболочек под действием электрического поля и различных механических нагрузок.

Для решения сформулированной краевой задачи используется операционный метод, основанный на преобразовании Лапласа, и программное обеспечение Maple. Результаты, полученные в данной работе, показали, что под действием электрического поля внутри оболочки существуют значительные НДС. С другой стороны, при действии внешних механических нагрузок на поверхности оболочки возникают свободные электрические заряды. Кроме того, установлено, что имеют место поперечные нормальные напряжения вблизи закрепленных краев, которыми в классической теории типа Кирхгофа – Лява пренебрегают. Такие дополнительные напряжения необходимо учитывать при расчете видов соединений в различных конструкциях.

Разрушение сплава ВТ3-1 в условиях динамического режима нагружения, $10^7 – 10^9$ циклов

Никитин А.Д., Беклемишев Н.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Исследование конструкционных материалов в области больших долговечностей ($10^7 – 10^9$ циклов нагружения) показало, что их усталостное разрушение возможно при уровнях внешней нагрузки существенно ниже классического предела усталости [1]. Кроме того, происходит качественная смена механизма зарождения усталостной трещины в указанной области, известной в литературе как сверхмногоцикловая усталость (СВМУ). В отличие от хорошо изученных малоцикловой усталости (МЦУ) и многоцикловой усталости (МНЦУ), где зарождение трещин происходит с поверхности образца или изделия, в области СВМУ наблюдается подповерхностное зарождение, связанное с дефектами микроструктуры. Подобные разрушения неоднократно встречаются и в инженерной практике, приводя к непрогнозируемым выходам из строя элементов конструкций в эксплуатации. Традиционно считалось, что подобное подповерхностное зарождение связано с наличием неметаллических дефектов или пор в материале, однако более детальное исследование показало, что это не всегда так.

В настоящей работе рассматривается материал без дефектов в виде включений или пор – двухфазный титановый сплав ВТ3-1. На образцах, изготовленных из авиационного изделия, проводятся усталостные эксперименты в области СВМУ с различными коэффициентами асимметрии цикла. Показано, что даже при отсутствии явных дефектов в виде включений и пор усталостные трещины в сплаве ВТ3-1 зарождаются в объеме материала в области СВМУ. Проведен анализ поверхностей излома образцов с использованием методов сканирующей электронной микроскопии. Показано, что зарождение усталостных трещин в области СВМУ в титановом сплаве ВТ3-1 связано с неоднородностью двухфазной микроструктуры. Выявлены характерные особенности строения, способные приводить к усталостному разрушению сплава при больших наработках. Показано, что в области СВМУ результаты испытаний демонстрируют существенную дисперсию, объяснить которую становится возможным только с учетом характерных механизмов зарождения.

Представлены уникальные результаты испытаний на СВМУ титанового сплава ВТ3-1 и методики оценки усталостных свойств конструкционных материалов в области больших долговечностей.

Литература:

1. C.Bathias, P.C.Paris. Gigacycle fatigue in mechanical practice, Dekker, New York, 328 p.

Разработка режимов термомеханической обработки высокопрочных титановых сплавов для деталей крепления

Орлов А.А., Иванов А.Е., Пожога О.З., Журбина Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Соединение элементов конструкции планера воздушного судна производится с помощью разнообразных крепёжных элементов. Детали крепления относятся к ответственным элементам конструкции авиационной промышленности и являются изделиями массового производства. Сплавы для деталей крепления должны быть технологичными при обработке давлением и обеспечивать высокие прочностные характеристики готовых изделий. В настоящее время холодной высадкой получают болты диаметром до 8 мм, а для изготовления болтов большего диаметра используется горячая высадка. Кроме того, развитие авиационной техники требует применения ещё более прочных деталей крепления. С этой позиции наилучшим комплексом свойств обладают (α+β)- и псевдо-β- титановые сплавы.

Целью данной работы являлось создание технологии получения болтов диаметром больше 10 мм из высокопрочных титановых сплавов ВТ16 и ВТ35, методами холодной высадки, которые обладают повышенным комплексом механических свойств.

Исследования, проводившиеся на прутках Ø16 мм из высокопрочных титановых сплавов ВТ16 и ВТ35 и были разделены на три этапа, а именно: изучение фазового состава и структуры

исследуемых полуфабрикатов при термомеханической, а затем термических обработке, определение технологической пластичности комплекса механических свойств исследуемых образцов при комнатной температуре.

Показано, что после термомеханической обработки исследуемых полуфабрикатов не достигается необходимая технологическая пластичность для холодной высадки. Установлено, что с помощью термической обработки формируется структура, обеспечивающая материалу высокую пластичность: предельная степень сжатия при осадке при комнатной температуре более 75%, но при этом наблюдаются низкие прочностные характеристики. Показано, что за счёт дисперсионного упрочнения при низкотемпературном старении для образцов из сплава ВТ16 и ВТ35 достигается предел прочности 930 МПа и 1360 МПа, а напряжение среза – 645 МПа и 815 МПа соответственно.

Перспективы совершенствования твердосмазочных Pb-содержащих покрытий

Павлов Ю.С., Лозован А.А., Александрова С.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время тонкие пленки Pb получают все более широкое применение в качестве твердой смазки в специальных аэрокосмических устройствах, а также в различных легконагруженных парах трения. Однако применение мягких материалов (в том числе Pb) в качестве твердых смазочных покрытий (ТСП) для работы при экстремальных нагрузках неэффективно по причине малого срока службы. В настоящее время для этих целей используются различные виды композиционных покрытий, состоящие из твердой матрицы и смазочного материала. Совершенствование композиционных покрытий является перспективным направлением получения эффективных ТСП на основе Pb.

Создание ряда композиционных ТСП-покрытий на основе Pb требует детального понимания процесса совместного напыления Pb и какого-либо твердого металла.

В данной работе исследовали структуру покрытия PbTi, полученного путем совместного напыления Pb и Ti при различном соотношении компонентов покрытия.

Покрытия формировались на образцах размером 50×15×0,15 мм, изготовленных из сплава NCX750 с предварительно шлифованной поверхностью до шероховатости Ra ≤ 1,2 мкм. Перед установкой образцов в вакуумную камеру проводилась их мойка в УЗ-ванне с бензином и протирка спиртом. Откачку камеры проводили до давления 5×10-4 Па. Затем проводили очистку образцов ионами Ar+ с помощью ионного источника при давлении аргона в камере 7×10-2 Па, ток I = 0,5 А, энергия ионов ~1,5 кэВ. Ионный источник после очистки не выключался, обеспечивая таким образом ионное ассистирование процесса напыления. Со-осаждение Pb и Ti проводилось двумя магнетронами на постоянном токе, расположенными под углом 90° друг к другу. Расстояние магнетрон-подложка – 100 мм. Давление аргона в камере при напылении составляло 1×10-2 Па. Напыление проводили при разных токах магнетронов.

Толщину покрытий измеряли интерферометрическим методом по уступу, сформированному на образце-свидетеле на профилометре MicroXAM-100 3D.

Рентгеноструктурный анализ проводили на дифрактометре ДРОН-4М в фильтрованном CuKα-излучении. Отмечено, что на рентгенограммах для образцов с покрытиями, напыленными при токах 0,1 и 0,2А, дифракции от Pb имеют псевдоаморфный характер, что свидетельствует о невысокой температуре процесса напыления.

Все покрытия, напыляемые при токах Ti магнетрона I = 2-3А, имеют выраженную текстуру. При этом при напылении покрытий в течение 10' образуется базисная текстура, а при увеличении времени напыления до 40' происходит некоторое ее размытие.

Многоцикловая прокатка композиционных слоистых материалов системы Al-Cu

Палтиевич А.Р., Галкин В.И., Галкин Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Многоцикловая прокатка композиционных слоистых материалов, состоящих из компонентов с отличающимися физико-химическими и механическими свойствами,

позволяет вести деформирование в условиях, когда каждый из компонентов находится в собственных, характерных для него температурных режимах. Так, например, матричная составляющая композита может прокатываться в условиях горячей деформации, а упрочняющая в теплых или холодных.

В работе исследуется композиционный материал системы алюминий-медь, где алюминий – матричная составляющая, а медь – армирующий элемент. Заготовка состоит из трех слоев, двух внешних матричных и внутреннего армирующего. Разные физико-химические и механические свойства компонентов при многоцикловой прокатке приведут к дроблению меди и образованию упрочняющих частиц в алюминиевой основе материала.

Для формализации требований к параметрам технологического процесса в работе используется критериальный подход. В его основе лежат критериальные выражения, устанавливающие взаимосвязи между управляющими параметрами прокатки (температура, степень деформации и скорость), геометрическими параметрами исходной слоистой заготовки, порочностью связи между компонентами и распределением армирующих частиц в готовом изделии.

Для подтверждения значений, рассчитанных в критериальной системе, проведена прокатка, состоящая из 6 циклов.

Результаты микроструктурного анализа показали, что первоначальная слоистая структура заготовки сохраняла сплошность на протяжении трех циклов прокатки, однако толщина медной прослойки от цикла к циклу существенно уменьшалась.

Процесс раздробления медных слоев начинается после четвертого цикла, и с возрастанием цикла прокатки средняя площадь сечения армирующих частиц снижается почти в 2 раза на каждом следующем цикле.

После шестого цикла прокатки структура полученного материала представляет собой матрицу, в которой равномерно распределены армирующие частицы меди, при этом средняя площадь этих частиц составила порядка 714 мкм^2.

Получение полимерных композиционных материалов на основе углеродных и кремнеземных волокон для использования в качестве теплозащитных покрытий

[1]Панина К.С., [2]Данилов Е.А., [2]Гареев А.Р.
[1]МГТУ им. Н.Э. Баумана, [2]НИИграфит, г. Москва, Россия

В настоящее время ведутся активные разработки в области материалов теплозащитных покрытий (ТЗП) для изделий ракетно-космической техники (элементы корпусов, обтекателей, защиты двигателей и др.), к которым предъявляется комплекс жестких требований: минимальные массогабаритные характеристики, способность кратковременно выдерживать воздействие сверхвысоких температур (до 3600 К), агрессивных сред, эрозионных потоков твердых частиц, значительных механических нагрузок и др.

В качестве материалов ТЗП используются керамические покрытия и дискретно-наполненные композиционные материалы на основе каучуков (в т.ч. пресс-массы), обладающие рядом недостатков, в первую очередь, невысокой технологичностью при изготовлении тонкостенных изделий сложной формы и относительно высокой теплопроводностью при высоких температурах.

В работе в качестве одного из перспективных вариантов материалов для создания тонкостенных ТЗП получены композиты с непрерывно армированной углеродными и кремнеземными волокнами силиконовой матрицей, модифицированной карбоцепными полимерами и неорганическими добавками с целью повышения теплофизических свойств. Такие композиты обладают более высокими эксплуатационными характеристиками; современные технологии позволяют получать изделия сложной формы с высокой точностью по размерам. Описана технология получения, дана оценка физико-механических свойств композиционных материалов в монослоях и в составе слоистых образцов; проведен предварительный анализ выхода твердого остатка после кратковременной высокотемпературной обработки.

Полученные материалы могут быть использованы для изготовления ТЗП в виде тонкостенных оболочек для кратковременной эксплуатации при температуре свыше 1500°С.

Влияние редкоземельных металлов на структуру и механические свойства литейных алюминиевых сплавов

Петров И.А., Шляпцева А.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Алюминиевые сплавы широко применяются в аэрокосмической и автомобильной промышленности. При получении отливок из алюминиевых сплавов, особенно силуминов, принципиальное значение имеет модифицирование эвтектики и зерен α-твердого раствора, так как основные эксплуатационные и технологические свойства напрямую зависят от структуры сплава. В данной работе был проведён анализ влияния различных редкоземельных металлов на структуру и свойства различных силуминов. Процесс модифицирования силуминов РЗМ может протекать за счёт создания дополнительных центров кристаллизации для α-твердого раствора, кристаллов первичного кремния и измельчения кремния в эвтектике (α+Si). РЗМ способствуют снижению температуры кристаллизации эвтектики (α+Si). В результате анализа было установлено, что рассмотренные РЗМ измельчают структуру и, следовательно, положительно воздействуют на механические свойства различных литейных алюминиевых сплавов. Sc является известным модификатором алюминиевых сплавов, создаёт в расплаве множество дополнительных центров кристаллизации и измельчает структуру. Также Sc оказывает модифицирующее воздействие на эвтектику в силуминах, что связано с выделением фазы Al_2-Sc-Si_2. Малые добавки Y, Ce или La оказывают положительное воздействие на структуру и свойства различных силуминов. Y модифицирует структуру и повышает механические свойства до-, эвтектических и заэвтектических силуминов. В то же время La в меньшей степени модифицирует структуру силуминов по сравнению с Y. Ce наиболее эффективно проявляет себя как модификатор первичного кремния. Yb положительно воздействует на структуру силуминов, изменяя морфологию кремниевой фазы в эвтектике с грубой пластинчатой формы на тонкую глобулярную форму. В то же время Sm в меньшей степени модифицирует кремний в эвтектике (α+Si) по сравнению с Yb, но изменяет морфологию дендритов α-твердого раствора. Er видоизменяют форму и размер частиц эвтектического кремния, происходит облагораживание структуры. Также наблюдается измельчение α-твердого раствора, за счет равномерно распределенных дисперсных частиц Al_3Er. Главную роль в повышении показателей механических свойств силуминов играет фаза Al_3Er. Малые добавки Nd или Gd не оказывают существенного влияния на структуру и механические свойства силуминов. Помимо измельчения α-твердого раствора, кристаллов первичного кремния и измельчения кремния в эвтектике (α+Si) редкоземельные металлы положительно влияют на морфологию Fe-содержащей фазы (подавляют игольчатую структуру).

Обеспечение требуемых параметров поверхностного слоя

Петухова О.С., Ягудин Т.Г., Смирнова Е.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Все многообразие причин, обуславливающих образование шероховатости на обработанных поверхностях глубоких отверстий, можно разбить на три группы: связанные с геометрией и кинематикой процесса обработки; с особенностями пластической и упругой деформаций обрабатываемого металла, а также с возникновением вибраций. При этом характер возникающих микронеровностей может определяться как одной из вышеуказанных причин, так и их комплексом.

При обработке поверхностей глубоких отверстий режущим инструментом на параметры шероховатости решающее влияние оказывают: геометрия режущего инструмента, качество его изготовления и заточки, износ инструмента, режимы резания, физико-механические особенности СОЖ, жесткость системы СПИД, а также материал обрабатываемой детали.

При низком качестве изготовления и заточки режущего инструмента на обрабатываемой поверхности копируются дефекты его режущей кромки (неровности, зазубрины, сколы и др.), что увеличивает шероховатость обработанной этим инструментом поверхности. При затуплении инструмента шероховатость обработанной поверхности возрастает при растачивании на 50-60%, при сверлении – на 30-40% и развертывании – на 20-30%.

При процессах резания пластичных материалов поверхностный слой деформируется, нарушается его равноосная структура, он приобретает волокнистую текстуру и его физико-механические свойства изменяются. На поверхности возникает шероховатость значительной величины, в ряде случаев переходящая в волнистость.

Существенное влияние на шероховатость поверхности имеет величина подачи инструмента при обработке. При увеличении подачи шероховатость поверхности возрастает. Степень возрастания зависит от способа обработки, качества заточки и биения инструмента относительно обрабатываемой поверхности.

Применение при обработке СОЖ, имеющих присадки, предотвращающих схватывание, уменьшающих трение и облегчающих процесс образования и схода стружки, создает условия, обеспечивающие снижение шероховатости обработки поверхности.

Диффузионная сварка кремния с алюминием в сверхпластичном состоянии

Салмин П.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Диффузионную сварку рассматривают как способ сварки в твердой фазе с низкоинтенсивным термодеформационным воздействием на соединяемые материалы. Образование качественного соединения происходит в три стадии:

1. образование физического контакта;
2. активация контактных поверхностей;
3. объемное взаимодействие.

Гибкость процесса диффузионной сварки, позволяющая в широких пределах варьировать технологические параметры сварки, дает возможность получения качественного соединения при различных температурах и обеспечивает гарантированное получение надежного контакта с сохранением упругих свойств монокристалла кремния. Роль пластической деформации при образовании физического контакта значительна на всех трех стадиях образования твердофазного соединения. Пластическая деформация обеспечивает сближение атомов на расстояния, при которых возможно взаимодействие, подготавливает более облегченные условия активации поверхностей за счет релаксации энергии, высвобождаемой при выходе дислокаций на поверхность. Дробление окисных пленок в результате пластической деформации способствует выносу в зону сварки чистых от окислов глубинных слоев металла, обладающих повышенной энергией и повышенной реакционной способностью. Пластическая деформация приводит к существенному ускорению процессов гетеродиффузии как за счет создания высокой плотности неравновесных дефектов, так и за счет действия полей упругих искажений от дислокаций. При сварке разнородных металлов с резко полярными пластическими свойствами, какими являются монокристалл кремния и алюминий, образование физического контакта происходит за счет пластической деформации микронеровностей более мягкого из соединяемых материалов. При этом контакт образуется на всей поверхности дискретно в силу присутствия на соединяемых поверхностях микронеровностей. Создание рельефа на алюминиевой прокладке, призванное облегчить формирование физического контакта и активацию контактных поверхностей за счет интенсификации пластической деформации, как показали металлографические исследования, неизбежно приводит к существенному снижению суммарной площади физического контакта. Даже термообработка при высокой гомологической температуре не в состоянии полностью устранить последствия прокатки – глубокой пластической деформации фольги. Наиболее перспективным способом сварки кремния с алюминием, позволяющим обеспечить требуемое качество соединения, является диффузионная сварка, которая ведется в одном последовательном цикле со сверхпластичным деформированием алюминия.

Влияние комплексной технологии обработки на фазовый состав, структуру и коррозионную стойкость опытного высокомодульного титанового сплава

Слезов С.С., Лиджиев А.А., Грушин И.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Изготовление высококачественного режущего медицинского инструмента из титановых сплавов является перспективной задачей для современной медицины. Одним из наиболее перспективных материалов для создания данного инструмента являются титановые сплавы с высоким содержанием алюминия. Однако повышение комплекса функциональных характеристик изделий зависит не только от материала, но и от технологий его обработки. В связи с этим в данной работе представлены результаты исследования влияния термоводородной обработки и вакуумного ионно-плазменного азотирования на фазовый состав, структуру и коррозионную стойкость опытного титанового сплава с повышенным содержанием алюминия. Насыщение образцов водородом проводили по двухступенчатому режиму до концентраций 0,3 и 0,6 % при температурах 850-750°С. Введение в сплав водорода до выбранных концентраций приводит к увеличению объёмной доли β-фазы до 20 и 30 % соответственно. Вакуумный отжиг образцов проводили по двум режимам:

1. Двухступенчатый: 550°С, 1,5 часа + 650°С, 4 часа.
2. Одноступенчатый: при температуре 850°С в течение 3 часов.

При реализации двухступенчатого вакуумного отжига по первому режиму формируется структура бимодального типа. Она содержит первичную α-фазу, сформировавшуюся при пластической деформации, с размером 2-5 мкм, и вторичную мелкодисперсную α-фазу в β-матрице. В результате высокотемпературного вакуумного отжига по второму режиму формируется типичная глобулярная (α+β)-структура со средним размером α-частиц около 5 мкм.

Вакуумное ионно-плазменное азотирование образцов проводили в модернизированной установке «Булат-6Т» при температуре 600ºС в течение 1 часа в смеси азота и аргона. Исследование коррозионной стойкости образцов проводили потенциодинамическим методом в 0,9%-ном водном растворе NaCl в условиях естественной аэрации. В результате исследований было установлено, что преобразование структуры образцов методами термоводородной обработки позволяет не только повысить технологические свойства сплава, но и улучшить его коррозионную стойкость. Формирование на поверхности образцов глубокой модифицированной азотом упрочненной диффузионной зоны позволяет значительно (в 2,5-4,4 раза) повысить стационарный потенциал и практически на порядок снизить плотность тока в пассивной области.

Методика оценки термомеханического поведения актюаторов из полимерных композиционных материалов с термостимулируемым эффектом памяти формы

Слюсарев А.А., Бабаевский П.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Термостимулируемый эффект памяти формы (ТС ЭПФ) в полимерных композиционных материалах (ПКМ) заключается в способности этих материалов при нагревании до определенной температуры, так называемой температуры конверсии, изменять форму при приложении внешней силы и самопроизвольно ее восстанавливать в отсутствие сдерживающей силы. Фиксирование измененной и восстановленной формы обеспечивается охлаждением ниже температуры конверсии.

Для выбора состава ПКМ с ТС ЭПФ авторами разработаны методики динамического механического анализа (ДМА) для ускоренной оценки температурно-временных и деформационно-силовых параметров этого эффекта с использованием малых образцов [1]. Для оценки ТС ЭПФ элементов конструкций из таких материалов, в частности, плоских актюаторов разворачиваемых (трансформируемых) космических конструкций, авторами разработаны методики определения кинетики и предельных значений степени восстановления формы и развиваемых при этом усилий и напряжений с использованием видеокамеры и компьютеризированной установки для статических испытаний материалов соответственно.

Образец плоского актюатора с встроенным нагревателем и предварительно заданной U-образной формой фиксируется между двумя металлическими пластинами в установке для статических испытаний WDW 10E таким образом, чтобы усилие, возникающее при восстановлении формы, передалось на датчик силы. Термомеханические испытания проводятся в режиме сжатия с минимальной скоростью 0,001 мм/с при нагревании образца до температуры конверсии с помощью встроенного нагревателя. Кинетика и предельная степень восстановления U-образной формы актюатора фиксируется с помощью видеокамеры при нагревании в свободном состоянии.

Экспериментальную оценку этой методики провели на пластинах углекомпозитов на основе модифицированного эпоксифенольного связующего и трех типов углеродной ткани (УТ-900, УРАЛ Тр-3/2-15 и УРАЛ Т-1-22А) длиной 140 мм, шириной 70 мм и толщиной 2,5 мм. Установлено, что в зависимости от типа армирующей ткани предельная степень восстановления U-образной формы плоских актюаторов составляет от 98 до 99%, а развиваемое усилие – от 3,0 до 15,9МПа. Сравнение полученных результатов для исследованных образцов плоского актюатора с данными оценки методом ДМА показало, что напряжения, возникающие при восстановлении формы малых образцов заданного материала и размера, могут быть использованы для расчета таких напряжений для образцов актюаторов требуемого размера из данного материала без проведения натурных испытаний.

Современные методы функционального контроля сверхбольших интегральных схем

Смирнов К.К.
МАИ, г. Москва, Россия

Известно, что темпы разработки СБИС, используемых в качестве элементной базы большинства современных цифровых систем обработки сигналов, постоянно опережают темпы разработки аппаратуры на их основе. В результате, интегральные структуры субмикронной технологии уже с 90-х годов XX-го века позволяли реализовывать гораздо более сложные устройства, чем могли спроектировать тогда инженеры. В основе этой тенденции лежит постоянное снижение технологических норм, влияющее на уровень выхода годных интегральных структур и ведущее к росту чувствительности их элементов к воздействию внешних факторов. В результате, снижается эксплуатационная надежность СБИС из-за появления скрытых дефектов в материале интегральных структур. В докладе проведен анализ данной проблемы и определены причины неудовлетворительного состояния дел в этой области, главной из которых является недостаточный уровень автоматизации функционального контроля (ФК) СБИС. На конкретных примерах подготовки функциональных тестов для технологического оборудования при производстве СБИС показано, что указанная подготовка снижает эффективность типовой методики локализации мест отказов СБИС и ведет к информационному разрыву связи математической и топологической моделей СБИС. Для исправления сложившейся ситуации авторами предложен и апробирован оригинальный маршрут проектирования и испытания СБИС, выводящий маршрут ФК СБИС на более высокий уровень автоматизации. Маршрут реализован в рамках аппаратно-программного комплекса, в котором связь математической и топологической моделей СБИС поддерживается непрерывно в рамках единой информационной среды. Последняя опирается на аппарат оригинального объектно- и аппаратно- ориентированного языка STeeL, поддерживающего многоплатформенность технологического оборудования. На конкретных примерах дифференцированно показано содержание предлагаемых методов разработки и переноса функциональных тестов СБИС между измерительным и испытательным оборудованием, а также разработки оснастки. Рассмотрены алгоритмы тестирования СБИС сверхоперативных запоминающих устройств и методика автоматизации и повышения эффективности тестов памяти. Разработанный комплекс позволяет автоматизировать обработку практически всех типов тестов СБИС, состав которых определяется действующим стандартом ОСТ Б 11.073.012-87 и впервые реализует возможность автоматической локализации мест ошибок в топологии интегральных структур

практически всех отечественных СБИС, имеющих широкое применение в авиационных радиоэлектронных системах.

Автоматизированные решения для проектирования технологических задач литья лопаток авиадвигателей

Смыков А.Ф., Лавров Д.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Для автоматизированного проектирования технологических процессов литья (ТПЛ) лопаток разработан пакет прикладных программ (ППП), включающий две группы программ: проектирование литниково-питающих систем (ЛПС) выбранного типа; выбор и расчет технологических средств воздействия на формирование лопаток без усадочных дефектов и с однородной структурой. Автоматизированные решения разработаны для литья рабочих и сопловых лопаток и их секторов с использованием двух способов создания исходной температуры формы, а именно, путем подогрева и заливки формы в муфеле печи и путем охлаждения формы в теплоизоляционном чехле после её обжига до заливки.

Программы проектирования ЛПС и эффективной компоновки блоков лопаток включают: ЛПС с общей прибылью (цилиндрической и дисковой) для литья рабочих лопаток массой более 0,5 кг; ЛПС с общими коллекторами-прибылями дисковым и кольцевым для литья мелких (до 200 г) рабочих лопаток; ЛПС с общей и местными прибылями для литья сопловых лопаток с нижней заливкой формы; ЛПС с общей и местными прибылями для литья сопловых лопаток с верхней заливкой формы; ЛПС для литья секторов сопловых лопаток при вертикальном их расположении и верхней заливке форм; ЛПС для литья секторов сопловых лопаток при горизонтальном их расположении; выбор рационального положения сектора сопловых лопаток в форме.

Программы расчетов технологических средств воздействия на формирование лопаток обеспечивают: расчеты местной тепловой изоляции, местных прибылей и технологических напусков, обеспечивающих питание сложных конструкций верхних полок сопловых лопаток и их секторов; расчет распределения температуры в печи подогрева форм перед заливкой; расчет переменной по высоте пера толщины слоя дополнительной тепловой изоляции на оболочке формы с целью обеспечения питания пера; расчет дополнительной тепловой изоляции, валика-«карандаша» и технологического напуска, обеспечивающих формирование однородной структуры на конусном участке пера около выходной кромки; расчет требуемой интенсивности нижнего охлаждения блока форм.

ППП проектирования ТПЛ лопаток авиационных двигателей опробован на предприятиях отрасли.

Влияние линии спая на механические характеристики образцов на растяжение из короткоармированного композиционного материала

Спирина М.О., Куркин Е.И., Чертыковцева В.О., Захваткин Я.В.
Самарский университет, г. Самара, Россия

При литье изделий сложной топологии в случае объединения потоков после обтекания препятствий образуются линии спая. Линии спая, возникающие при соединении двух потоков состава в форме, влияют на прочность изделия в данной области. Прочность спаев снижается при увеличении содержания наполнителей. Работа посвящена сравнению жесткости и прочности образцов на растяжение, находящихся на линии спая при обтекании круглого, прямоугольного и треугольного отверстий, с жесткостью и прочностью образцов, расположенных на пластине в области равномерного потока вдали от линии спая вдоль и поперек к направлению литья. Расчет литья пластины из полиамида-6, наполненного 30% стекловолокна, проведен в системе Moldex3D на сетке из твердотельных элементов, построенной в ANSYS Meshing и переданной в Moldex3D через Rhinoceros. Исследовано распространение фронта литья, размер и расположение линии спая, получены значения тензора ориентации армирующих волокон в каждой точке пластины. С помощью модуля Digimat MAP проведен перенос компонент тензора ориентации волокон с сетки

гидродинамического расчета на сетку расчета напряженно-деформированного состояния с учетом места вырезки образцов.

Для прочностного расчета использована нелинейная анизотропная модель материала, построенная в Digimat MX методом реверс-инжиниринга на основе результатов испытаний материала. Для предсказания прочности образцов применяется критерий Цая-Хилла в трансверсально-изотропной постановке с учетом модели первого разрушенного псевдо-зерна (FPGF).

Наличие линии спая существенно влияет на картину напряжений и деформаций образца и меняет значение его средней жесткости. Образцы, содержащие линию спая, немного жестче, чем образцы, вырезанные поперек литья пластины, в месте, не содержащем линию спая. Вклад линии спая в жесткость образцов меньше, чем изменение ориентации образца по отношению к направлению литья пластины. Наибольший вклад в механические характеристики образцов внесло препятствие прямоугольной формы. Использование анизотропной модели короткоармированного композиционного материала позволяет учесть влияние линии спая на механические характеристики изделий из термопластов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 19-79-10205).

Особенности разработки современных систем автоматического управления сварочным процессом для изготовления изделий авиационной и космической техники

Степанов В.В., Никитина Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные сварные конструкции авиационной и космической техники, как правило, характеризуются относительно большими габаритами и сложной геометрией швов. В связи с этим для получения качественных соединений стараются использовать автоматизированные сварочные комплексы, построение которых осложняется большой протяжённостью сварных соединений, высокой динамичностью сварочного процесса, возможностью отклонения режимов сварки от заданных значений и другими факторами. Поэтому в сварочных комплексах для контроля за параметрами процесса обычно предусмотрены датчики различного типа, сигналы с которых обрабатываются системой управления и выводятся оператору. В результате современная система автоматического управления сварочным процессом должна включать быстродействующий вычислительный модуль с системой взаимодействия с датчиками, а также удобный интерфейсный модуль для взаимодействия с оператором.

В настоящее время автоматизированные системы организуются двумя основными способами: на базе контроллерной системы (например, на базе ПЛК) с подключением интеллектуальной сенсорной панели для взаимодействия с оператором; на базе, как правило, одноплатного или промышленного компьютера с модулями расширения для взаимодействия с периферийными устройствами. При этом для реализации технологического процесса сварки необходимо обеспечить управление минимум двумя двигателями (перемещение горелки и подачи присадочной проволоки), контроля параметров режима сварки, включения установки и подключение вспомогательной периферии.

В результате анализа технологического процесса сварки было определено, что контроль за процессом сварки обычно осуществляется по нескольким параметрам, что не требует построения сложных форм отчётности. В связи с этим для построения автоматизированных систем управления сварочным процессом целесообразно использование контроллера с сенсорной панелью. В работе определено, что для построения систем управления могут быть использованы программируемые контроллеры фирм Siemens, Mitsubishi, Агава и т.д. Для составления отчёта можно использовать стандартные функции вывода, заложенные в сенсорные панели.

На основе проведённого анализа была разработана система управления на базе контроллера Mitsubishi FX5 с сенсорной панелью для задания режимов сварки и с поддержкой двух шаговых двигателей. В результате было установлено, что такой подход к построению систем

управления сварочным процессом позволяет в полной мере решать современные производственные задачи.

Исследование влияния продолжительности окисления в воздушной атмосфере на стойкость оксидных плёнок на титановом сплаве при обработке в вакууме

Степушин А.С., Гвоздева О.Н., Шалин А.В., Макаров Ф.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Одним из интересных направлений применения титановых сплавов может быть создание на их основе материалов для защиты от интенсивных ударных воздействий. В настоящее время они хорошо зарекомендовали себя в противопульной защите до IV класса. Однако для обеспечения более высокого класса защиты необходимо повышение их динамической стойкости. Этого можно достигнуть путём создания в материале «линейной» градиентной структуры с помощью термоводородной обработки. Однако для этого необходимо «изолировать» три стороны полуфабриката или изделия от возможности проникновения водорода. Ранее проведённые собственные исследования показали, что оксидные плёнки, сформированные при высокотемпературной термической обработке в воздушной атмосфере, могут быть использованы как способ защиты от проникновения водорода при последующем наводороживающем отжиге. Но в то же время при температурах выше 800°С при длительном окислении образуется достаточно хрупкая окалина. Поэтому цель исследований состояла в изучении влияния продолжительности окисления в воздушной атмосфере на качество оксидных плёнок и их стойкость в процессе последующего вакуумного отжига.

Для формирования на поверхности образцов из сплава ВТ6 оксидных плёнок они подвергались изотермической выдержке от 30 минут до 4 часов при температуре 900°С с охлаждением на воздухе. Анализ полученных результатов показал, что с увеличением времени окисления на поверхности образуются сплошные хрупкие оксидные плёнки. Их толщина вместе с альфированным слоем изменяется от 70 до 150 мкм соответственно.

Оценку устойчивости сформированных оксидных плёнок проводили в вакууме при температуре 800°С в течение 30 мин. Установлено, что вакуумный отжиг приводит к полному растворению оксидной плёнки, сформированной при 30 мин. выдержки, частичному растворению при 1 часе выдержки и полному сохранению её после выдержки в течение 2 и 4 часов. Следует отметить, что в процессе вакуумного отжига происходит увеличение протяжённости альфированного слоя на 30-45% от первоначальной глубины, но данные показатели не критичны для последующих технологических операций.

Проведённые исследования показали, что для формирования оксидных плёнок, хорошо изолирующих образец от проникновения водорода при наводороживающем отжиге, выдержку при термической обработке в воздушной атмосфере необходимо проводит в интервале от 2 до 4 часов.

Выявление потенциальных рисков, связанных с применением 3D-принтеров

Судукова К.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время в авиастроении все более широко используют современные аддитивные технологии. Применение 3D-принтеров позволяет облегчить летательный аппарат и, как следствие, сократить издержки на топливо и материалы.

На базе лаборатории 3D-печати МАИ были выявлены риски работы 3D-принтера Anycubic LCD Photon с технологией печати SLA и 3D-принтера PICASO 3D Designer с технологией печати FDM.

Технология SLA (лазерная стереолитография) основана на воздействии ультрафиолетового или инфракрасного лазеров на жидкий фотополимер, в результате которого он преобразуется в достаточно твёрдый пластик.

Технология FDM подразумевает послойную укладку полимера с помощью струйных технологий. Основным принципом печати по данной технологии является расплавление пластикового прута и формирование из него капли, которая наносится на движущуюся

платформу. При создании объемных физических объектов с помощью FDM-печати используется сырье из акрилонитрилбутадиенстирола (ABS) или полилактида (PLA).

В результате проведенного анализа были выявлены следующие потенциальные риски, возникающие при работе 3D-принтеров:

- получение ожогов;
- электротравмы;
- травмы движущимися деталями;
- вредные испарения исходного вещества;
- выделение ультрадисперсных частиц.

Благодаря закрытому корпусу 3D-принтер Anycubic LCD Photon с технологией печати SLA является более безопасным в работе. Но существует риск испарения в рабочую зону веществ полимеризующейся смолы в процессе обработки после печати.

При отсутствии закрытого корпуса у FDM-принтера создается риск получения ожога от прикосновения к раскаленному экструдеру.

Наибольшую опасность представляют испарения нагретого до температуры плавления пластика. В составе PLA применяются компоненты природного происхождения, поэтому он считается относительно биосовместимым и безопасным для человека. При плавлении ABS-пластика происходит высвобождение остаточных мономеров нефтепродуктов: бутадиена, стирола, акрилонитрила. При попадании в организм эти вещества могут вызвать головную боль, головокружение, слабость.

Для предупреждения выявленных рисков необходим комплексный подход, который может включать в себя: повышение качества сырья, внедрение способов минимизации вредных испарений, понижение температуры экструзии, фильтрацию воздуха, соблюдение правил безопасности.

Повышение ресурса и надёжности ёлочных пазов диска турбины низкого давления методом ультразвукового упрочнения

Теряев Д.А., Томашевич А.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Особенность остаточных напряжений, возникающих в диске турбины (и в ёлочных пазах, в частности) состоит в том, что они действуют практически только в поверхностных слоях глубиной в несколько десятых долей миллиметра. Однако, как показывает опыт эксплуатации, остаточные напряжения в поверхностном слое могут повлиять на прочность всей детали, особенно при действии переменных напряжений. Игнорирование данной проблемы может привести к серьёзному уменьшению ресурса всего двигателя и его надёжности ввиду разрушения ёлочного паза, и последующего вылета лопатки из него, что становится причиной разрушения частей двигателя по траектории вылета лопатки.

Основных факторов, вызывающих возникновение остаточных напряжений в ёлочных пазах, два – это пластическая деформация при силовом воздействии и нагревание поверхностных слоев.

Ёлочные пазы дисков турбин при работе испытывают сильные напряжения, которые довольно разнообразны: напряжения на разрыв от центробежных сил, напряжения изгиба от газовых сил, а также напряжения кручения в случае, если лопатка имеет закрученный профиль. Кроме того, необходимо учесть, что рабочая температура газа на входе в турбину низкого давления составляет 1297 К, и потому создаются дополнительные растягивающие остаточные напряжения от термического влияния.

Для ослабления действующих на ёлочный паз напряжений был использован метод ультразвукового упрочнения дробью. Ударяясь о поверхность паза, дробь создаёт компенсирующие действующие нагрузки напряжения сжатия, улучшая характеристики паза при его рабочем нагружении.

Упрочнённые таким образом образцы при усталостных испытаниях (при комнатной температуре) показали, что их многоцикловая усталость выросла в 2 раза. На текущий момент

разрабатывается методика испытаний на малоцикловую усталость: выбор метода нагрузки, подбор частоты цикла и подбор величины нагружения.

Использование модели когезионной зоны и термофлуктуационной теории для оценки кинетики докритическго роста трещин в клеевых соединениях

Устинов А.А., Салиенко Н.В., Бабаевский П.Г., Козлов Н.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Несущая способность и эксплуатационная долговечность клеевых соединений (КС) при их работе в условиях совместного действия механической нагрузки и окружающей среды в решающей степени определяются способностью сопротивляться образованию трещин и их критическому или докритическому росту в местах дефектов – концентраторов напряжений. Поэтому контроль трещиностойкости КС – критических параметров устойчивости к росту трещин и кинетики их докритического роста имеет особую важность и актуальность при оценке и прогнозировании их работоспособности и долговечности.

Применительно к конструкционным КС, разрушающимся псевдохрупко, для вышеуказанных целей наиболее эффективными являются подходы линейной упругой механики разрушения (ЛУМР) и базирующаяся на этих подходах микромеханическая модель трещины в псевдохрупком теле (модель Баренблатта), описывающая физические явления, протекающие вблизи кончика трещины при ее инициировании и росте.

При компьютерном моделировании и численных расчетах с использованием модели когезионной зоны (МКЗ), имплантированной в метод конечных элементов (МКЭ), предполагается, что при критическом нагружении или раскрытии трещины, т.е. при ее инициировании и критическом, т.е. быстром, росте, по длине КЗ вдоль оси трещины действует постоянное локальное напряжение, равное предельному напряжению неупругих деформаций σc и соответствующее действию когезионных связей (сил сцепления). Кинетика докритического роста трещины и полученная по ее зависимости от величины нагрузки или раскрытия G-V диаграмма служат основой подхода ЛУМР к оценке квазистатической и динамической усталостной долговечности материалов и конструкций, в том числе клеевых соединений.

В данной работе, базируясь на термофлуктуационной теории долговечности полимеров (теории и уравнении Журкова) и используя МКЗ, имплантированную в МКЭ, проведены аналитические и численные расчеты скорости докритического роста трещины и построены G-V диаграммы для образцов КС в виде ДКБ на основе пластин алюминиевого сплава Д-16 и эпоксидных клеев промышленных марок ЭПК-1, ВК-9 и К-300-61 при заданном докритическом раскрытии трещины. При расчетах использовали экспериментально определенные критические параметры трещиностойкости и локальные деформационно-прочностные свойства КС, а также константы уравнения Журкова. Показано, что предложенная методика достаточно точно описывает кинетику процесса, а полученные результаты хорошо коррелируют с экспериментальными данными.

Перспективы применения порошковых технологий при изготовлении биметаллических конструкций ЖРД высокой мощности

Фомин И.А.
НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

Высокое качество и низкая себестоимость продукции наряду с высокой производительностью труда являются характерными признаками современного наукоемкого производства в ведущих отраслях мирового машиностроения, одной из которых является ракетно-космическое двигателестроение.

В условиях постоянных изменений рынка космических услуг всё большее внимание уделяется внедрению технологий лазерного спекания и лазерной наплавки на предприятиях, занимающихся производством ракетно-космической техники. С их помощью открываются новые возможности, как например, возможность изготовления биметаллических конструкций из таких материалов, как титан и медные сплавы, сплавы на основе алюминия и титана,

жаропрочные и коррозионностойкие сплавы и многие другие. Создание биметаллических структур диктуется целым рядом преимуществ, которые имеют биметаллы в сравнении с однородными металлами, например, увеличенный срок эксплуатации и сниженный расход дорогостоящих материалов.

Применение порошковых технологий открывает множество новых возможностей проектирования биметаллических структур, а также накладывает некоторые ограничения (габариты изделий, шероховатость поверхности и другие технологические особенности).

В связи с вышесказанным применение новых порошковых технологий при изготовлении биметаллических конструкций ЖРД высокой мощности является актуальной задачей для исследования. Для продолжения исследований потребуется провести работы по проработке конструкций с учетом требований порошковых технологий, изготовить и исследовать образцы материалов в т.ч. и переходной зоны, изготовить модельные образцы, а также провести огневые испытания.

При правильном подходе решение данной задачи позволит повысить качество, снизить трудоемкость и количество используемых оснастки и инструмента для изготовления таких агрегатов, как камера сгорания, теплообменник и др., а также исключить необходимость применения сварки и пайки разнородных материалов.

Факторы, влияющие на прочность лопастей вертолёта при его изготовлении

Харитоненков А.И., Авдеев И.М., Хорошко Л.Л., Хорошко А.Л., Басова А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Изготовление лопастей – сложный технологический процесс, в ходе которого создается одна из ключевых частей вертолета. В рамках данной статьи рассматриваются ключевые факторы, соблюдение которых обеспечивает формирование качественного изделия.

Лопасти вертолета, создающие его подъемную силу, подвергаются значительной нагрузке, но в то же время они должны быть достаточно легкими. Этим двум условиям отвечает использование термоупрочняемого алюминиевого сплава. Для облегчения веса лопасть вертолета выполняется полой, при этом сохраняя свою прочность. В качестве технологического приема, обеспечивающего изготовление вертолетного профиля, используется процесс прессования. Данный процесс обеспечивает возможность получения качественной заготовки для изготовления лопастей вертолета.

Обязательное выполнение комплекса технологических приемов при производстве вертолетного профиля обеспечивают параметры, заданные конструктором. Для этого учитываются факторы, влияющие на прочность лопасти вертолета. К этим факторам относятся: влияние чистоты поверхности слитка, температурно-скоростной режим прессования, степень деформации, конструкция технологической инструментальной оснастки. Важным элементом инструментальной оснастки является матрица. Показано, что оптимальной конструкцией матрицы для изготовления вертолетного профиля является матрица с выступающим гребнем рассекателя. Основными преимуществами данной конструкции матрицы являются: высокое качество наружной и внутренней поверхности вертолетного профиля, заданная точность геометрических размеров по всей длине профиля, прочность сварного шва, не уступающая прочности основного материала. К недостатку данной конструкции матрицы следует отнести снижение выхода готового изделия за счет увеличенного размера пресс-остатка. Данный недостаток компенсируется отсутствием брака в виде расслоения по шву.

Использование системы автоматизированного проектирования повышает эффективность изготовления прессовой оснастки и прессовых матриц. В работе рассмотрены преимущества, которые дает применение компьютерного моделирования процесса изготовления пресс-изделий по сравнению с натурными испытаниями. Указаны возможности использования компьютерного моделирования при проведении виртуальных испытаний готового изделия.

Исследование влияния объёмного содержания сферических включений в полимерном композитном материале на прочностные и тепловые характеристики

Чжо Й.К., Рабинский Л.Н, Бабайцев А.В., Тант З.Х.
МАИ, г. Москва, Россия

С ростом новых технологии в сочетании с увеличением требований по объемно/массовым характеристикам и стойкости к агрессивным средам (к примеру коррозии) всё чаще применяются полимерные материалы. [1] Однако в чистой форме данные материалы обладают низкими механическими и тепловыми свойствами. Данные свойства возможно изменить, к примеру, путём добавления наполнителя в полимерную матрицу. С развитием нанотехнологий, появилось более глубокое понимание взаимодействия наполнителя и матрицы, а также влияния объёмного содержания включенных частиц на физико-механические характеристики. [2]

Рассматривается композитная структура из эпоксидной смолы ЭД-20, в которую добавлены частицы стекла с характерным размером порядка 50 мкм. Данная структура легка в исполнении и не требует использования сложных технических приспособлений. [3-5] Исследуется влияние объёмного содержания сферических частиц стекла на прочностные и тепловые характеристики композитного материала. Для моделирования подобной структуры использовались ПО Digimat MSC Software, а тепловой и прочностной расчёт проводился в системе Workbench Ansys. Расчёт проводился для объёмного содержания включений порядка 5%, 10%, 15% и 20%. При тепловом расчёте образец нагревался с 100С до 550С и исследовалось распределение температуры в образце, а прочностной расчёт рассматривался в виде трёхточечного изгиба. На основании численных расчётов была получена зависимость процентного содержания включений от предела прочности и модуля упругости. Выбрано оптимальное процентное значение с учётом полученных тепловых и механических характеристик материала.

Исследование выполнено при поддержке РФФИ, проект № 17-01 -00837.

Литература:

1. Бондалетова Л.И., Бондалетов В.Г., Полимерные композиционные материалы. Томск: Томского политехнического университета, 2013. –118 с.

2. Mittal V. Spherical and Fibrous Filler Composites. ISBN: 978-3-527-67025-3(ePDF). 2016. – 288 с.

3. Bryan Ellis. Chemistry and Technology of Epoxy Resins, ISBN 978-94-011-2932-9 (eBook).

4. Debasmita Mishra1, Alok Satapathy. An experimental investigation on the effect of particle size on the thermal properties and void content of Solid Glass Microsphere filled epoxy Composites. 2016, IOP Conf. Ser.: Mater. Sci.

5. Koshoridze, S.I., Levin, Y.K., Rabinskiy, L.N, Babaytsev, A.V. Investigation of Deposits in Channels of Panels of a Heat-Transfer Agent. Russian Metallurgy (Metally).Volume 2017, Issue 13,2017, Pages 1194-1201.

Проверка возможности соединения элементов термоэлектрического модуля с помощью цинкового припоя

Шаргаев Е.О.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время актуальной является задача увеличения рабочих температур термоэлектрических преобразователей, а также повышения надежности их работы. Повышение рабочих температур связано с температурой пайки элементов. В настоящее время термоэлектрические элементы паяются припоями Sn-Sb (Тпл. = 230°C) и Au-Sn (Тпл. = 280°C), что позволяет провести исследования по применению нового более высокотемпературного припоя и тем самым повысить рабочие температуры термоэлектрических элементов.

Основной целью работы являлась проверка возможности соединения элементов термоэлектрического модуля с помощью цинкового припоя.

В качестве решения данной задачи возможно использование бесфлюсовой пайки в защитной атмосфере аргона с приложением давления или вибрации.

Для исследования были получены образцы термоэлектрического элемента состава Bi-Sb-Te с нанесённым антидиффузионным барьерным покрытием из Ni и Sn и иммерсионным золотым покрытием. Поверх иммерсионного золотого покрытия газодинамическим методом наносилось покрытие алюминия толщиной 30-40 мкм.

Припой в виде фольги толщиной 200 мкм прокладывался между термоэлектрическим элементом и алюминиевой шиной. В качестве материала припоя использовался припой Zn4Al.

Пайка осуществлялась в вакуумной печи УВП-1 в атмосфере аргона и нагреве от 440°С до 500°С.

Исследования на электронном микроскопе свидетельствуют о том, что отсутствие Al покрытия приводит к растворению припоем Ni и Au подслоя, а также к разрушению полупроводникового материала во всем диапазоне температур. Таким образом, наличие Al покрытия обязательно.

Исходя из результатов, можно сделать вывод, что соединение, с помощью бесфлюсовой пайки, припоем Zn4Al возможно в интервале температур 440-480°С с приложением давления или вибрации, которые разрушают оксидные пленки и позволяют достичь плотных равномерных швов.

Автоматизация процедур научно-технической экспертизы в методике технологического аудита авиационных производств

Шахривар С.М., Курицын Д.Н., Курицына В.В., Казанцев С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

На современном этапе технологического развития наукоёмких секторов промышленности большое значение для действующих предприятий приобретает возможность оптимизации технологии производства; в некоторых случаях необходимо технологическое перевооружение, переход на технологии нового поколения. Технологический аудит позволяет сформулировать научно обоснованные подходы к повышению конкурентоспособности продукции и повышению эффективности производства. Технологический аудит – обоснованная внешняя оценка технологического потенциала предприятия, выполняемая группой экспертов с целью выявления скрытых резервов производства, внедрения новых и оптимизации применяемых технологий, оперативной перестройки производства, обеспечения конкурентоспособности продукции и трансферта технологий.

С помощью методик и процедур технологического аудита (диагностика, имитационное моделирование, статистические методы анализа, экспертная оценка технических решений, технико-экономическое обоснование, функционально-стоимостной анализ и др.) проводится: во-первых, анализ существующего производства, базовых технологий и оценка эффективности их применения; во-вторых, обзор сторонних конкурирующих технологий и выявление технологических эталонов; в-третьих, сопоставление используемых технологий с выявленными технологическими эталонами с целью оценки их относительной эффективности, а значит перспективности. Основным управленческим инструментом решения заключительных задач технологического аудита является анализ портфеля технологий, выявление скрытых резервов конкретного производства.

В качестве инструмента комплексного описания сложных явлений производственных и технологических процессов рационально применение программного обеспечения матричных вычислений MATLAB и расширения Simulink, предназначенного для визуального моделирования динамических систем. Согласно концепции электронного описания, технические и технологические системы представляются в компьютерной среде в виде иерархии информационных моделей, имеющих весовые коэффициенты приоритетности на каждом уровне анализа. На основе прогноза можно предусмотреть выход за пределы допустимых важнейших параметров высокоточного изделия, оценить эффективность мер технического регулирования – встраивания новых технологических решений.

Модель технологической системы является динамически обновляемой структурой и позволяет анализировать эффективность технологического обеспечения как отдельных операций, так и технологического процесса в целом.

Повышение качества и снижение длительности производственного цикла изготовления трубопроводных систем летательных аппаратов

Шемонаева Е.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Трубопроводная система летательного аппарата представляет собой участки трубопроводов, соединенные между собой различными типами соединений. Общая длина трубопроводных систем может достигать десятков километров, в зависимости от изделия. Номенклатура входящих в состав изделия труб различных конфигураций может достигать сотен единиц. В настоящее время процесс изготовления трубопроводных систем летательных аппаратов, выпускаемых серийно, включает большой объем ручных работ, ввиду использования эталонного метода переноса формы и размеров и установки их «по месту», что приводит к высокой трудоемкости работ, а также увеличивает длительность производственного цикла изделия в целом. Таким образом, для решения проблемы предлагается переход на безэталонный метод переноса формы и размеров трубопроводов с дальнейшим изготовлением элементов трубопроводных систем на оборудовании с числовым программным управлением.

Для достижения поставленной цели в работе и решены следующие задачи:

1. Проведен конструктивно-технологический анализ номенклатуры трубопроводов.
2. Проведен анализ технологических процессов изготовления трубопроводов и применяемого оборудования для гибки труб.
3. Проведен анализ представленного на рынке современного оборудования, требующегося для реализации усовершенствованных технологических процессов, разработаны рекомендации по подбору оборудования.
4. Разработаны методики реверс-инжиниринга существующих эталонов, включающие методику получения координат точек измеряемого объекта, методику обработки результатов измерений и работы с облаком точек, методику создания трехмерных моделей трубопроводов по облаку точек.

В конечном итоге полученные решения позволяют повысить качество получаемых деталей, снизить трудоемкость работ по операциям и в целом сократить длительность производственного цикла изготовления трубопроводных систем.

Формирование разнофункциональных покрытий сверхзвуковым низкотемпературным газодинамическим потоком

Шкуратенко А.А., Никитин П.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Применение разнофункциональных покрытий в промышленности позволит создать изделия с уникальным сочетанием свойств: а именно, можно в несколько раз повысить твёрдость, жаропрочность и термостойкость конструкции, достичь в необходимых случаях аморфного состояния рабочей поверхности деталей и др. Что, в свою очередь, улучшает эксплуатационные характеристики изделий в целом.

Принципиальное отличие формирования покрытий сверхзвуковым низкотемпературным газодинамическим потоком заключается в использовании газа-носителя с низкой температурой (до 1000К), что обеспечивает слабый нагрев частиц порошка в потоке (менее 10% от температуры плавления материала частиц). Кроме того, в процессе полностью исключаются такие физические процессы, как плавление и испарение твёрдой фазы, а также химические реакции между газом и твердыми частицами, что не приводит к изменению исходного состава покрытия. А мелкий размер обеспечивает упорядоченность, лучшую укладку и сцепку частиц, по сравнению с крупнодисперсными частицами. И, наконец, низкая температура газового потока способствует использованию любых дешевых газов: технический воздух, азот, углекислый газ и др.

Процесс реализуется при высоких скоростях частиц (500-1500 м/с), что намного больше, чем у альтернативных способов, и сопоставимо лишь со скоростями частиц в детонационном методе.

Установлено, что увеличение скорости частиц, а следовательно, и давления в контакте уменьшает энергию активации процесса взаимодействия частицы с подложкой. Кроме того, с увеличением скорости частиц повышаются механические свойства самого покрытия.

Высокая сверхзвуковая скорость и низкая температура газа-носителя позволяет использовать в процессе нанесения покрытий мелкодисперсные порошки с диаметром частиц d < 10 мкм, что способствует достижению скорости частиц, близкой к скорости газа-носителя. В результате микроструктура покрытия, включая мелкие частицы, получается более плотной. Плотность нанесенного покрытия на 1-1,5% отличается от плотности монолита того же материала.

Также при соударении высокоэнергетических частиц с подложкой происходит их взаимная сдвиговая деформация, активация сопряженных поверхностей, включая очистку от окисных пленок и других загрязнений.

Описанный метод относится к газодинамическим методам, которые уже сегодня нашли широкое применение в промышленности.

Гибридный накопитель энергии

Щур П.А., Слепцов В.В., Зинин Ю.В., Ушкар М.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

По мнению Bloomberg New Energy Finance при общем росте энергопотребления к 2040 году доля электроэнергии, выработанной за счет сжигания угля, сократится с 30% до 13%, газа – с 24 % до 14 %, мазута – с 6% практически до нуля и несколько сократятся доли электроэнергии, вырабатываемой ГЭС и АЭС, в то же время существенно увеличится доля поставляемой на рынок электроэнергии из возобновляемых источников энергии (ВИЭ).

Однако в создании и эксплуатации ВИЭ остаются нерешенными некоторые задачи, одной из которых является хранение электроэнергии в период от максимальной выработки до максимальной отдачи потребителям.

Сегодня традиционным решением задачи накопления и хранения электроэнергии является использование литий-ионных аккумуляторов (ЛИА), обеспечивающих энергоемкость 200 (Вт·час)/кг и выше, которые имеют ряд недостатков.

Синтез функциональных материалов для суперконденсаторов (СК) по технологии тонкоплечной металлизации углеродной матрицы или на основе сегнетоэлектриков с высокой диэлектрической проницаемостью позволил создать СК с энергоемкостью 10-15 (Вт·час)/кг до 40-50 (Вт·час)/кг, что дает возможность их эффективного использования в составе гибридных накопителей энергии, включающих ЛИА и СК. При этом ЛИА обеспечивают энергоснабжение в стационарном, а СК – в переходных режимах работы сильноточной аппаратуры.

Представленный гибридный накопитель электроэнергии может применяться не только в составе ВИЭ, но и в электротранспорте или для обеспечения бесперебойного питания сильноточной аппаратуры (например электродвигателей) в условиях ненадежного внешнего электроснабжения.

Преимуществом данной схемы является простота, связанная с отсутствием балансирующих устройств, необходимых при последовательном соединении суперконденсаторов.

Обеспечение качества глубоких отверстий

Ягудин Т.Г., Гуркина Е.Д., Коняхин А.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

Намечая меры по повышению точности обработки, необходимо учитывать влияние на нее основных технологических факторов. Так, деформации технологической системы под влиянием сил резания вызывают погрешности формы обрабатываемых поверхностей. Нестабильность припуска в партии заготовок вызывает погрешности выполняемого размера, обусловленные явлением копирования. При этом погрешности формы поверхностей можно уменьшить повышением и выравниванием жесткости технологической системы СПИД, а также улучшением однородности механических качеств материала в пределах каждой

заготовки. Уменьшение погрешности выполняемого размера в партии деталей можно получить также и за счет уменьшения допуска на размеры исходных заготовок и повышения однородности механических свойств их материала.

Погрешности установки заготовок в приспособлениях влияют на точность выполняемых размеров глубоких отверстий и точность отклонений их оси. Поэтому при закреплении заготовок необходимо правильно выбирать места приложения и направление зажимной силы, а также использовать зажимные механизмы, обеспечивающие их постоянство.

Погрешность формы заготовок цилиндров из отливок, поковок часто вызывается влиянием остаточных напряжений, возникающих на стадии их изготовления. Поэтому снижение остаточных напряжений у стальных деталей достигается путем их отжига и нормализации, у чугунных – отжигом и старением.

Температурные деформации технологической системы СПИД оказывают существенное влияние на точность выполнения операций, особенно при тонком растачивании глубоких отверстий за период разогрева станка, т.е. до получения теплового равновесия системы. Если после этого производится поднастройка станка, то данный фактор в дальнейшем можно не учитывать, так как в результате температурных деформаций технологической системы СПИД происходит смещение центра группирования кривой распределения размеров.

Погрешности, вызываемые размерным износом режущего инструмента с пластинами из композиционных материалов, сравнительно невелики, их величина для чистовой и предварительной обработки находится в пределах 10-20% суммарной погрешности.

Применение металлических волокон в перспективных щеточных уплотнениях ГТД

Ярошенко А.С., Серов М.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Проблема уменьшения радиальных зазоров в проточном тракте ГТД является одним из направлений совершенствования авиационных двигателей современных изделий. Величина радиального зазора оказывает сильное влияние на КПД двигателя, максимальные зазоры приходятся на первые 60-150 сек., т.е. на режимы взлёта, что приводит к падению КПД и тяги на 12-15%.

Одним из способов уменьшения радиальных зазоров является применение уплотнительных материалов, помещаемых между вращающимися деталями ротора и статорной частью двигателя.

Перспективным типом уплотнительных материалов являются щеточные уплотнения, представляющие собой ориентированные под определённым углом упругие элементы, состоящие из большого количества коротких проволок или волокон диаметром до 100 мкм. Эффективность работы такого типа материалов определяется возможностью работы при нулевых радиальных зазорах, что обеспечивается возможностью обратимого упругого отклонения элементов уплотнения при изменении величины радиального зазора.

Для этих целей предложено использовать сплавы систем Ni-Co и Co-Cr. Наиболее перспективным методом получения тонких волокон из сплавов систем Ni-Co и Co-Cr может служить метод высокосортной кристаллизации из расплава, его разновидность – экстракция висящей капли расплава (ЭВКР). Проведено исследование дискретных волокон, полученных методом ЭВКР из сплавов систем Ni-Co и Co-Cr. Указанные волокна имели равноосное сечение, близкое к эллипсу, диаметром около 200 мкм. Длина волокон колебалась от 50 до 80 мм.

Результаты опытных работ и испытаний показали, что основные трудности в создании щёточных уплотнений заключены в создании оптимальной пары трения: торцы волокон – ответная деталь ротора. Материалы щеточных уплотнений из волокон сплавов систем Ni-Co и Co-Cr сохраняют упругие и прочностные свойства при температуре до 500°С (при скорости вращения в зоне контакта до 300 м/с), обладают повышенным сопротивлением к окислению при указанной температуре, явление сваривания торцов волокон отсутствует. Применение щеточных уплотнений из волокон сплавов систем Co-Cr позволило уменьшить величину утечек рабочего тела в 2 раза и сохранить их стабильными в течение всего ресурса работы.

Дальнейшие исследования необходимо проводить в направлении работ по поиску составов и технологий получения защитных покрытий на ответных деталях ротора либо торцов волокон и оптимизации составов применяемых металлических волокон для повышения рабочих температур.

9. Экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса

Проблематика построения системы менеджмента качества предприятия авиакосмической промышленности на базе стандарта AS/EN 9100

Александрова С.В., Александров М.Н., Васильев В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В 2016 году увидела свет новая версия стандарта для авиакосмической отрасли AS/EN 9100. Стандарт AS/EN 9100 содержит требования к системе менеджмента качества (СМК), установленные в ISO 9001 в редакции 2015 года, а также специфические требования для авиакосмической отрасли.

Цепочка поставок в авиакосмической промышленности глобальна, и внедрение стандарта AS/EN 9100 обеспечивает не только непрерывное выполнение требований безопасности в отрасли, но и постоянное повышение показателей надежности, безопасности и технологичности на всех этапах жизненного цикла наукоемкой продукции.

Основными предпосылками разработки, внедрения и сертификации СМК в соответствии с AS/EN 9100 являются:

• управление рисками, связанными с производственными и сервисными несоответствиями, а следовательно, и минимизация вероятности критических сбоев;

• повышение эффективности процессной модели компании;

• повышение производительности труда, минимизация уровня дефектности и повышение качества производимой наукоемкой продукции;

• внесение компании в международный реестр OASIS (Online Aerospace Supplier Information System);

• получение статуса надежного поставщика и повышение доверия потребителей;

• постоянное улучшение функционирования СМК компании и повышение ее конкурентоспособности на глобальном рынке;

• преференции при участии в конкурсах.

К ключевым отличиям, которые вызывают наиболее проблемные зоны при внедрении новой версии AS/EN 9100, в первую очередь стоит отнести:

1. Внедрение в стандарт концепции риск-ориентированного мышления, предусматривающей управление рисками для всех бизнес-процессов СМК организации.

2. Необходимость идентификации в СМК внешних и внутренних факторов, в том числе заинтересованных сторон и их требований, с целью управления рисками и возможностями, сопряженными с данными факторами.

3. Введение в стандарт специфичных для аэрокосмической отрасли требований, касающихся контрафактных деталей и сборочных единиц и безопасности продукции.

4. Изменения также коснулись таких разделов стандарта, как контроль предоставляемых извне процессов, продукции и услуг, целей в области качества и планов их реализации, оценки функционирования СМК со стороны руководства, управление документированной информацией, обеспечение производства и предоставления услуг и области применения СМК.

5. Отдельно стоит отметить изменения, связанные с необходимостью рассмотрения вопросов, касающихся человеческого фактора, при анализе коренных причин несоответствий.

Измерение роли человеческого капитала в достижении целей предприятия

Алексеева П.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Достижение целей предприятия требует использования всех имеющихся ресурсов. Верным подходом является комбинация экономических и человеческих ресурсов. Опыт компании Saratoga Institute [2] заключается в выявлении на регулярной основе (ежеквартально) компаний, в которых были лучшие показатели по кадровому обеспечению, вознаграждению,

текучести рабочей силы и обучению. Главной причиной финансового успеха этих компаний является то, что было уделено большое внимание взаимодействию между человеческим капиталом и финансовыми результатами. В результате своих исследований Saratoga Institute создал программы для выявления человеческих и финансовых макропоказателей. На производительность обслуживания клиентов и качество продукции влияет уровень текучести, стратегия кадрового обеспечения и инвестирование в обучение сотрудников.

Процессы, соединяющие корпоративные задачи и управление человеческим капиталом, являются основополагающими для деятельности компании. В своей книге «Система сбалансированных показателей» [1] Р. Каплан и Д. Нортон обосновывают обязательный учет показателей «обучение и рост», «клиенты и бизнес-процессы» среди финансовых показателей.

Человеческий капитал связан с добавленной экономической стоимостью, корпоративной производительностью, со структурой расходов и рентабельностью. Используя систему сбалансированных показателей человеческого капитала предприятия, руководители ставят перед собой цель, которая в дальнейшем транслируется подразделениям компании.

Чтобы оценить деятельность подразделения, предполагается использовать долгосрочные обязательства, партнерство, сотрудничество, инновации, коммуникации [3] и стремление к соперничеству.

Целесообразно проводить анализ и давать оценку влияния человеческого капитала на корпоративную деятельность. Руководители пользуются методом управления человеческим капиталом, который построен на объективных показателях.

Литература:

1. Каплан Р.С., Нортон Д.П. «Сбалансированная система показателей: от стратегии к действию», М.: ЗАО «Олимп-бизнес», 2003.

2. Як Фитц-енц «Рентабельность инвестиций в персонал: измерение экономической ценности персонала»: пер. с англ.: М.: Вершина, 2006 – 320 с.

3. Алексеева П.А. Разработка оценки эффективности труда персонала компании аэрокосмической отрасли // Наука. Промышленность. Оборона. Труды XIX Всероссийской научно-технической конференции: в 4-х т. Под ред. С.Д. Саленко. 2018. С 9-13.

Специфика подготовки и проведения практики бакалавров, обучающихся по направлению «Реклама и связи с общественностью» (профиль подготовки «Реклама и связи с общественностью в аэрокосмической отрасли»)

Алехина О.А., Уколова Л.Е.

МАИ, г. Москва, Россия

Обучение бакалавров по направлению подготовки 42.03.01 «Реклама и связи с общественностью» (профиль подготовки «Реклама и связи с общественностью в аэрокосмической отрасли») предусматривает овладение разделом «Практика», в который входит и научно-исследовательская работа. Их интеграция и гармоничное сочетание дополняют теоретическую подготовку студентов, позволяют получить навыки дальнейшей профессиональной деятельности.

В Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) для бакалавров, обучающихся по направлению «Реклама и связи с общественностью», разработаны программы практики, позволяющие на высоком профессиональном уровне освоить дисциплины, связанные с отраслевой спецификой организаций.

Для студентов предусмотрены следующие виды практики:

• учебная практика по получению первичных профессиональных умений и навыков, в том числе первичных умений и навыков научно-исследовательской деятельности;

• производственная практика по получению профессиональных умений и опыта профессиональной деятельности;

• научно-исследовательская работа;

• преддипломная практика.

Уже с первого курса студенты знакомятся со структурой организации, в которой проходят практику, местом и функциями подразделений рекламы и связей с общественностью,

особенностями управления, производственной деятельностью, спецификой взаимодействия с внешней и внутренней средой, положением в коммуникационном пространстве.

В дальнейшем учитывается профиль, утверждённый вузом, – «Реклама и связи с общественностью в аэрокосмической отрасли». Практика проходит в организациях аэрокосмического комплекса, таких как отраслевые научно-производственные объединения, государственные структуры, аэропорты, авиакомпании и др.

Практиканты большое внимание уделяют исследовательской и аналитической деятельности, выполняют обязанности специалистов по рекламе и связям с общественностью в аэрокосмической отрасли.

При разработке программ практики бакалавров учитывались результаты анализа мнений PR-практиков, а также представителей организаций аэрокосмической отрасли.

Такой подход к организации практики доказал свою эффективность. Студенты получают актуальные знания и навыки, адаптированные для практических условий, сформированные в целостную систему. Это привлекает работодателей и делает специалистов востребованными на рынке труда в аэрокосмической сфере.

Некоторые переводческие стратегии при работе с соматизмами в авиационно-техническом тексте

Анурова О.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Компонент-соматизм – это компонент фразеологической или же терминологической единицы, обозначающий части тела человека и животных.

Антропоцентрический принцип в современном сравнительно-сопоставительном языкознании распространяется и на область лексики.

Говоря об авиационно-технических текстах, мы в первую очередь имеем в виду тексты, посвящённые описанию функционирования, эксплуатации механизмов летательных аппаратов или их комплектующих, что подразумевает употребление авиационно-технических терминов, профессионализмов, но никак не наличие метафоры или же фразеологизмов, однако это не всегда так. В авиационно-технических текстах можно встретить довольно большое количество соматизмов, при этом их количество в англоязычных текстах гораздо больше, нежели в русскоязычных. Рассматривая соматизмы в англоязычных терминологических единицах, очень интересно отметить тот факт, что перевод на русский язык зачатую исключает сам соматизм из русскоязычной терминологической единицы. То есть такой способ «перевода», как калькирование, употребляется далеко не всегда, а вместо него переводчик использует переводческий эквивалент или же соответствие. Представленные ниже термины и терминологические сочетания содержат в себе соматический компонент, например, «head» – голова, «leg» – нога, «arm» – рука, «finger» – палец, «rib» – ребро, «eye» – глаз, и наглядно показывают порой недопустимость дословного перевода или же калькирования термина.

Head amplifier – предварительный усилитель; head-down flight – полёт по приборам; head-on attack - лобовая атака; undercarriage leg – нога шасси; drive arm – рычаг привода; finger-on-glass control – сенсорное управление (экранным индикатором); electric eye – электронный индикатор; bulkhead rib – усиленная нервюра; flexible rib – гибкая нервюра.

Можно предположить, что в англоговорящих странах к самолёту или же двигателю относятся как к некому живому организму, а не просто летательному аппарату, в русскоязычных текстах той же сферы количество соматизмов заметно ниже. Однако стилистические особенности научно-технического текста также накладывают свой отпечаток на перевод терминов и метафор.

Импортозамещение в авиационной промышленности: от государственной идеи до практического применения

Артющик В.Д., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

В современных условиях развития авиационной промышленности возникла острая необходимость импортозамещения. Многие совместные проекты с иностранными партнерами, в особенности с украинскими, находятся в режиме неопределенности. Для дальнейшего успешного развития экономики в целом, в том числе и авиационной промышленности, а также обеспечения транспортной безопасности и даже обороноспособности нашей страны, диктуется необходимость принятия срочных мер по импортозамещению. Кроме того, вопрос назрел и с точки зрения актуальности модернизации российской авиационной промышленности.

Целью данной работы является определение основных путей развития авиационной промышленности в свете государственной стратегии на импортозамещение.

Государство имеет достаточно широкий инструментарий для реализации политики импортозамещения. В ходе работы было доказано, что минимальный эффект приносят механизмы, направленные на ограничение внешней торговли, в то время как наибольший положительный эффект приносят механизмы, направленные на стимулирование инвестиционной деятельности и продвижение на рынке товаров отечественных производителей.

Основными принципами, заложенными в механизмы импортозамещения в авиационной промышленности, должны стать следующие: стратегический характер и ограниченность во времени. При этом основным мерилом успешности политики импортозамещения выступит динамика конкурентоспособности отечественной продукции.

Следует особо отметить, что в основу плана импортозамещения должны быть положены задачи создания конкурентоспособных продуктов и выхода на мировой рынок, обладающий гораздо более высоким потенциалом для роста отечественных компаний, а не полной замены всего зарубежного, тем более что значительная часть оборудования и разработок, поставляемых по импорту, может быть освоена российскими предприятиями.

Всестороннее развитие программы импортозамещения может стать одним из факторов, стабилизирующих социально-экономическое положение России в целом. В основу импортозамещения в авиационной промышленности должен быть положен тезис о том, что все замещаемые технологии и оборудование получают свое развитие на более высоком научном уровне.

Профессиональная лексика в сфере авиации в испанском языке

Банкожитенко Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Научно-технический язык представляет собой динамично развивающуюся систему, что обусловлено разносторонним развитием перспективных технологий. В этой связи специализированные языки профессиональной коммуникации требуют комплексного подхода к изучению лексики в непосредственной связи с коммуникативной деятельностью.

Одним из специализированных направлений является авиационный язык, требующий такого комплексного подхода.

Лексический состав языка в сфере авиации включает в себя несколько пластов лексики: общеупотребительная лексика, общенаучная лексика, терминология, профессиональная лексика (профессионализмы).

В докладе фокус внимания направлен на профессиональную лексику в сфере авиации в испанском языке. Необходимость представленной темы обусловлена развитием авиакосмической промышленности в испаноговорящих странах таких как Испания, Аргентина, Чили в рамках международной кооперации, организованной двумя ведущими производителями Airbus и Boing. Также важно учитывать многолетнее военно-техническое сотрудничество СССР, а позже – России, в частности, поставки авиационной техники в такие

страны как, Перу, Венесуэла, Куба. Представляется целесообразным изучение испанской авиационной лексики для последующего создания научных материалов, учебников и других инструментов подготовки российских специалистов авиационных профессий, а также обучения студентов в рамках международного обмена.

Наиболее трудными для понимания субъектами коммуникации, в первую очередь не связанными с авиационной сферой, являются профессионализмы, поскольку они используются в основном в устной речи и не узаконены в качестве языковой нормы. Специфика и сложность профессионализмов представляется интересной многоуровневой лингвистической задачей, что и послужило причиной выбора их в качестве основы доклада.

Профессионализмы авиационного испанского языка по способу образования делятся на две большие группы лексики:

• заимствования из других языков (например, deadhead – полёт в качестве пассажира члена экипажа воздушного судна);

• испанские лексемы (например, hacer madera – жёсткая посадка летательного аппарата).

В докладе профессионализмы рассматриваются с точки зрения применения различными специалистами – профессиональная лексика инженеров и авиаконструкторов (canivalizar – снятие детали с одного самолёта для установки на другой), пилотов (esclavo – второй пилот), стюардов (jugo azul – вода в туалете самолёта), технического персонала аэропортов (torrero – авиадиспетчер).

Особенности управления рисками и возможностями в рамках менеджмента качества

Барменков Е.Ю., Борисова Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Управление рисками и возможностями (УРВ) неразрывно связано с СМК (системой менеджмента качества). Чтобы эффективно работало предприятие, необходимо свести к минимуму влияние факторов риска, реализовав при этом по максимуму возможности. Игнорирование этого приводит к снижению не только прибыльности, но и конкурентоспособности конкретной компании. УРВ должно стать приоритетным направлением планирования и внедрения любой СМК.

Для обеспечения высокой эффективности СМК необходимо внедрение действенных механизмов управления рисками и возможностями во все подсистемы наряду с ее главным объектом — качеством продукции. Согласно требованиям ИСО, определение факторов риска и возможностей, которые способны влиять на конечные результаты, является ключевым аспектом менеджмента качества любой современной компании.

Список факторов всегда индивидуален и формируется с учетом специфики конкретного предприятия. При этом существуют общие показатели, независимо от рода или масштабов деятельности компании:

• компетентность персонала: квалификация, навыки, опыт;

• оснащение: современное оборудование, новые технологии, передовое ПО;

• природная среда: регион, климатические условия;

• социальная среда: экономическая политика правительства, лояльные налоги;

• сырье: низкие цены на качественные материалы и комплектующие;

• управление: компетентное планирование, грамотное управление и строгий контроль.

Внедрение УРВ в рамках менеджмента качества конкретного предприятия следует начинать с идентификации и анализа факторов, способных так или иначе влиять на конечный результат. В ISO/DIS 31000 определен общий порядок управления рисками и возможностями СМК современной компании:

• выявление источников рисковых событий и перспективных возможностей;

• анализ потенциальных последствий их свершения;

• идентификация причин, вероятности наступления событий и их повторения;

• оценка степени угрозы — стоит ли организовать работу по предотвращению наступления конкретных событий;

• разработка стратегии и тактики по управлению рисками и возможностями в интересах СМК.

Необходимость актуализации УРВ в рамках менеджмента качества обусловлена активной глобализацией, сопровождающейся повсеместным аутсорсингом. В этих условиях руководители компаний должны научиться управлять ожидаемыми результатами, исключив вероятные неопределенности или неожиданности на всех этапах жизненного цикла предлагаемой продукции или услуг.

Задачи обеспечения предприятий ракетно-космической промышленности высококвалифицированными специалистами

Басова В.П., Коновалова В.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Задачи развития образования и форм взаимодействия социальных институтов во многом определяются характеристикой состояния социальной реальности. Сегодня существуют различные концептуальные подходы к описанию «картины современного мира». Основные положения, о которых они говорят: парадигма целостности, системный подход, синергетика. Суть развития подхода в том, что не существует простых элементов, определяющих свойства и структуру целого мира, целое во многом определяет суть частей. Синергетика (по Г. Хакену) исследует закономерности, лежащие в основе процессов самоорганизации в системах различной природы, в том числе за счет изменения свойств элементов, появления новых свойств и новой структуризации; концепция структурной устойчивости направлена на адаптацию системы к флуктуациям; понимание сущности самого общества, так, один из подходов – «общество как коммуникация» (Н. Луман).

Существующие технологии конструирования социальных решений, основанные на концепциях классического социального знания (Э. Дюркгейм, П. Бурдье, Г. Зиммель, Т. Парсонс и др.), с учетом особенностей современного общества, уже не отражают существующую сложность явлений и процессов, и не предназначены для эффективного управления такими процессами и их регулирования. В рамках существующей реальности видится подход, связанный с синтезом концепций Н. Лумана, Б. Латура и Дж. Ло на базе когнитивных представлений системно-креативного мышления и управления, являющегося, в свою очередь, развитием идей сложного (Морен, 2013) и сложносистемного (Майнцер 2009) видов мышления. Данные виды мышления – это осуществление непрерывного диалогического движения между простым и сложным.

Литература:

1. Тихонов А.И., Федотова М.А., Коновалова В.Г. Взаимодействие вуза с внешними партнерами: тенденции, опыт, отраслевая специфика // Журнал «Управление персоналом и интеллектуальными ресурсами в России». 2018. Т. 7. № 6. С. 5-13.

2. Басова В.П., Тихонов А.И. Цифровая среда, как инструмент реализации новых подходов в организации целевого обучения для предприятий ракетно-космической промышленности // Московский экономический журнал. 2018. № 4. С. 13.

3. Семина А.П., Федотова М.А., Тихонов А.И. Возможности использования образовательных технологий для подготовки кадров авиакосмической отрасли // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли. АКТО. 2016. Казань: Академия наук Республики Татарстан. 2016. С. 1002-1007.

Анализ современных стандартов в области обеспечения безопасности авиационной деятельности

Борзов В.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Эксплуатация авиационной техники в первую очередь связана с повышенными требованиями к безопасности всех её агрегатов и систем. Даже незначительный на первый взгляд дефект изделия или сбой в работе системы может привести к гибели людей.

Одним из способов обеспечения безопасности и качества на всех этапах авиационной деятельности является система менеджмента безопасности авиационной деятельности (СМБ АД), описанная в группе соответствующих национальных стандартов РФ. СМБ АД представляет собой систему, которая включает в себя необходимые организационную структуру и правила, фокусирующиеся на безопасности, человеческом и организационном аспектах деятельности с учетом критериев обеспечения безопасности. Основной целью СМБ АД является идентификация и устранение рисков на всех этапах авиационной деятельности. Преимуществом СМБ АД для организаций авиационной отрасли является интеграция нескольких функций: обеспечение безопасности полётов, менеджмент качества, экологический менеджмент и менеджмент труда.

Стандарты на СМБ АД включают в себя требования ко всем организациям и их процессам, связанным с обеспечением безопасности авиационной деятельности:

- подготовка кадров среднего профессионального и высшего образования в учебных заведениях;
- проектирование авиационной техники;
- производство авиационной техники;
- техническое обслуживание и ремонт авиационной техники;
- аэропортовая деятельность;
- организация воздушного движения;
- процессы деятельности авиакомпаний.

Так как все эти виды деятельности имеют существенные различия, то в соответствующих стандартах по-разному формируются требования к процессу обеспечения безопасности авиационной деятельности. Например, в ГОСТ Р 56075-2014 одним из требований к персоналу учебных заведений является своевременное выявление слушателей, у которых отсутствуют способности к освоению учебной программы и/или имеются признаки физического или психологического нарушения здоровья. ГОСТ Р 57235-2016 требует сформировать и поддерживать в актуальном состоянии перечень рисков, которые могут возникнуть на этапе производства авиационной техники, и проводить оценку этих рисков для определения и снижения до приемлемых значений их уровня.

Таким образом, СМБ АД представляет собой комплекс мероприятий, направленных на повышение уровня безопасности авиационной деятельности на всех её этапах и во всех организациях за счёт минимизации рисков.

Особенности перспективного планирования качества продукции на промышленных предприятиях

Борисова Е.В., Барменков Е.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Ключевой аспект перспективного планирования качества продукции на промышленных предприятиях (APQP) — определение требований к высшему руководству всех подразделений и структур, участвующих во всех жизненных циклах конечного продукта от разработки проекта до утилизации или переработки после снятия его с эксплуатации. Важная роль в этом отводится не только непосредственным производителям, но и поставщикам сырья или комплектующих деталей.

В условиях жесткой конкуренции промышленным предприятиям приходится уделять внимание минимизации издержек, в том числе и путем снижения объемов бракованной продукции. Главным направлением обеспечения бездефектного производства является разработка и внедрение эффективных систем менеджмента качества. Наиболее результативной в их числе считается APQP – перспективное планирование качества продукции.

На первом этапе реализации метода перспективного планирования качества продукции необходимо сформировать команду, в компетенции которой будет разработка и внедрение как общей системы менеджмента качества, так и ее подсистем. В процессе подбора участников

распределяются роли, ставятся задачи и цели, рассчитываются временные расходы, определяются инструменты для реализации проекта.

Основной задачей первого этапа является изучение потребительского спроса — требований, предпочтений и пожелания пользователей к готовой продукции. На основании анализа результатов первого этапа разрабатывается проект изделия, максимально соответствующего запросам потребителей. С учетом проекта готового продукта выбирается технология изготовления. Далее производится подготовка оборудования и производство опытной серии для тестирования ожидаемого качества. Запуск массового производства с учетом доработок по результатам испытаний опытных образцов производится на следующем этапе. Налаживание обратной связи с потребителями и мониторинг удовлетворенности пользователей продуктом, постоянная модернизация с учетом дополнительных предложений и текущих изменений конъюнктуры рынка осуществляется на заключительном этапе.

Грамотная и последовательная реализация перспективного планирования качества продукции на промышленных предприятиях в сочетании со строгим контролем является гарантом высокой конкурентоспособности и безупречного качества продукции. Постоянный мониторинг спроса и предложений конечных пользователей обеспечит ключевые направления работы по улучшению и модернизации производства, что благоприятно сказывается на повышении качества готовых изделий.

Авиакосмическая промышленность в технологическом пространстве

Бубнов В.В., Дубинина Н.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Явление технологического пространства многогранно. В общем понимании – это совокупность знаний о различных явлениях, процессах, методологиях. Технологическое сообщество быстро связывает те или иные сообщества путём преобразования информации и энергии технической системой. Таким образом, технологическое пространство можно рассматривать как элемент современной коммуникационной системы.

Авиакосмическая отрасль отличается высокой науко- и ресурсоёмкостью, длительным производственным циклом. Снизить издержки производства за счёт эффективного поиска информации, быстрого решения научных задач в области авиаракетостроения, увеличения скорости взаимодействия между смежными отраслями промышленности, предприятиями внутри авиакосмического комплекса промышленности позволяет использование преимуществ технологического пространства, таких его элементов, как технологические платформы, построение эффективных коммуникаций внутри технологических кластеров.

Примером эффективного решения проблем в области коммуникаций может служить Немецкий аэрокосмический центр (Deutsches Zentrum für Luft- и Raumfahrt eV). Эта организация выполняет функции немецкого космического агентства. Среди направлений деятельности организации – координация работы по дистанционному зондированию Земли, проведение совместных научных разработок суборбитальных космических самолётов, участие в разработках двухступенчатых и однокаскадных систем запуска. Организация распределяет информационные, научно-технологические потоки.

Технологической платформой в технологическом пространстве в инфраструктуре авиакосмической промышленности России является и Московский авиационный институт. МАИ принимает активное участие в кооперации с государственными научными учреждениями и организациями реального сектора экономики в целях реализации комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств в рамках подпрограммы «Инфраструктура научной, научно-технической и инновационной деятельности» государственной программы РФ «Научно-технологическое развитие Российской Федерации». Совместно с АО «Корпорация «Фазотрон-НИИР» изготовлена радиолокационная система МБРЛС-МФ-2 (модуль «Ка»-диапазона); совместно с АО «НПО Лавочкина» проводились работы по совершенствованию технологических разработок спускаемых аппаратов и другие.

Наличие технологического пространства как центра научного и производственного развития, как средства электронных коммуникаций есть вектор развития инновационной экономики сегодня.

К вопросу формирования гражданской позиции при обучении иностранным языкам студентов аэрокосмических специальностей МАИ

Власова С.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Уникальность образовательного процесса в МАИ обусловлена воспитанием будущих конкурентоспособных инженеров для аэрокосмических отраслей, подготовкой кадров для оборонно-промышленного комплекса, обучением специалистов для высокотехнологичных авиационных компаний и наукоёмких космических производств. Эти факторы накладывают на преподавателя иностранного языка МАИ определённые обязательства. В данном исследовании рассматривается аспект формирования гражданской позиции будущего инженера аэрокосмических специальностей.

Рассматриваются такие концепты преподавания иностранных языков в МАИ, как:

• условия сохранения и преумножения культурных ценностей Родины, своего народа, семьи в аспекте толерантности к традициям разных народов на базе изучения иностранных языков;

• особенности культурно-исторического опыта обучения иностранному языку специалистов технических направлений и интеграция традиций преподавания лингвистики в современную систему образования;

• оценка роли влияния личности педагога на формирование мировоззрения студентов в контексте непрерывного развития индивидуальности преподавателя иностранного языка в современном мире;

• педагогические предпосылки взаимодействия современных студенческих коллективов и их наставников в науке, построение путей сотрудничества преподавателя и студента для научной-исследовательской работы на базе изучения иностранного опыта.

Особое внимание в данном исследовании уделяется важности использования иностранного языка для формирования у студентов аэрокосмических кафедр своего взгляда на мир на базе культурного кода своего народа в условиях открытости информационного пространства, доступности и скорости обмена данными, в том числе и научными.

Анализируются педагогические подходы в обучении иностранным языкам будущих инженеров МАИ в контексте новинок аэрокосмоса (успешные старты российских ракет-носителей «Союз-ФГ»; разработки авиастроительного завода «Рубин» по силовым установкам для МС-21; презентации американского межпланетного транспортного космического корабля Starship компании SpaceX; дизайн британского гибридного воздушно-реактивного двигателя SABRE; модернизация американского ионного двигателя HiPEP и т.д.)

Делаются выводы о важности становления гражданской позиции, ценностной сферы у студентов МАИ на занятиях иностранным языком; о роли преподавателя в данном процессе; о вариативности педагогических подходов в современном образовательном процессе.

Корпусная лингвистика и её применение для обучения студентов авиационных вузов иностранным языкам

Волкова Е.Б.
МАИ, г. Москва, Россия

В последние несколько лет корпусная лингвистика всё больше привлекает внимание филологов. Развитие этой отрасли науки было бы невозможно без стремительного роста компьютерных технологий. Корпусные словари представляют собой огромные, постоянно пополняемые массивы аутентичных текстов из разных областей функционирования языков. Благодаря им возможно быстро провести статистический анализ частотности употребления определенного слова или словосочетания в тех или иных сферах его использования, проследить его особенности в диахронном аспекте, узнать сочетаемость данного слова или словосочетания с другими словами и многое другое. Очевидно, что подходы корпусной

лингвистики могли бы быть чрезвычайно полезными как для преподавателей, так и для студентов при изучении иностранных языков, в том числе и в авиационных вузах.

Однако наряду с неоспоримыми достоинствами корпусные словари обладают некоторыми недостатками, и им не следует слепо доверять. Использование определённого слова в аутентичном тексте не означает, что это правильное его употребление. Подходы корпусной лингвистики не могут дать ответ на вопрос «почему?». Приведение контрпримеров не предусмотрено. В корпусных словарях отсутствуют рисунки, графики, диаграммы, таблицы, формулы, облегчающие понимание текстов. Невозможно охватить абсолютно все области употребления данного слова или словосочетания, например, в разговорной речи. Кроме того, далеко не все корпусные словари имеются в свободном доступе в Интернете.

Наиболее эффективным для авиационных вузов представляется сочетание классического преподавания иностранных языков с элементами корпусной лингвистики.

Концептуальный подход к формированию системы энергетического менеджмента на предприятии

Голов Р.С., Пушкарев М.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Производители всегда стремились увеличить свою прибыль, выпуская больше продуктов с использованием меньшего количества ресурсов, то есть за счет минимизации затрат. Все большее число производителей начинают оценивать результаты своей деятельности не только с точки зрения финансовой выгоды, но и с точки зрения ответственности перед обществом. Энергия является важным ресурсом для производителей, ведь именно благодаря использованию энергоресурсов сырье может превращаться в полезные продукты. Сокращение энергопотребления явно имеет преимущества для производителей не только с точки зрения снижения эксплуатационных расходов, но и с точки зрения положительного корпоративного имиджа, возникающего в результате активного участия в формировании энергоэффективного производства. Одна из ведущих компаний в области авиастроения – Airbus признает это и ставит перед собой системные задачи в области энергосбережения, которые включают значительные сокращения количества энергии, используемой в производственных операциях концерна. Компания Airbus, лидер в области энергоэффективности, за последние 5 лет осуществила ряд проектов, направленных на формирование эффективной системы энергетического менеджмента. Передовой опыт в области устойчивого производства был объединен в комплексную методологию, что привело к значительной экономии энергии. Многие компании, включая Airbus, используют категории «энергоэффективность» и «энергосбережение» в своих корпоративных отчетах об устойчивом развитии.

Концептуальный подход к системе энергетического менеджмента строится на следующих принципах:

- эффективное и рациональное использование энергетических ресурсов;
- поддержка и стимулирование энергосбережения и повышения энергетической эффективности;
- системность и комплексность проведения мероприятий по энергосбережению и повышению энергетической эффективности;
- планирование энергосбережения и повышения энергетической эффективности;
- использование энергетических ресурсов с учетом ресурсных, производственно-технологических, экологических и социальных условий.

Эмиссия углекислого газа авиационными двигателями – проблемы и перспективы

Горькова Н.В., Мессинева Е.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Основная часть авиационного топлива сжигается не в приземном слое вблизи аэропортов, а в высоких слоях атмосферы. В настоящее время предполагается, что ежегодно возрастающая

эмиссия углекислого газа и других веществ двигателями пассажирских самолетов изменяет радиационный и химический баланс атмосферы, что может заметно влиять на климат.

Авиационные эмиссии углекислого газа составляют приблизительно 2-2,5 % от общего количества его антропогенных выбросов в атмосферу, однако это количество непрерывно увеличивается в связи с увеличением общего количества авиаперевозок. Известно, что при сжигании 1 кг авиационного керосина выделяется 3,16 кг CO^2. В настоящий момент предполагается, что к 2040 году количество авиационных эмиссий углекислого газа может достигнуть почти полутора тысяч мегатонн в год, при оптимистичном прогнозе, связанном с прогнозируемым улучшением технологий топливной эффективности.

Рекомендованный в 2016 году стандарт по CO^2 предложен CAEP для стимулирования более эффективных технологий сжигания топлива при производстве и эксплуатации самолетов. С 2020 года он будет применяться к моделям нового типа дозвуковых и турбовинтовых самолетов, которые будут вводиться в эксплуатацию, а с 2023 года – к уже эксплуатируемым судам. Если модели самолетов, используемые в настоящее время и не отвечающие пока требованиям рекомендованного стандарта по CO^2, окажется невозможным модифицировать должным образом до 2028 года, то после этого срока они должны быть изъяты из эксплуатации.

Предполагается, что регулирование эмиссий будет производиться с помощью экономических мер, в том числе с помощью внедрения квот на выбросы углекислого газа. Превышение квот эмиссии будет облагаться значительным штрафом, который пойдет на восстановление окружающей среды и компенсационные меры.

Применение системы менеджмента качества на основе стандарта ISO 9001:2015

Гришаева С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Стандарт ISO 9001:2015 [1] имеет структуру высокого уровня [2] и входит в серию стандартов ISO 9000 на менеджмент качества. Он устанавливает критерии системы менеджмента качества (СМК) и является единственным стандартом серии, по которому можно осуществлять сертификацию. ISO 9001 подходит для организаций всех типов, размеров и отраслей и успешно используется во всем мире. Только в 2013 году было выпущено более миллиона сертификатов по стандарту в 187 странах [3], и многие другие организации использовали этот стандарт без получения сертификата. Успех с ISO 9001 может принимать разные формы. Для некоторых предприятий он важен для привлечения новых клиентов, в то время как другие видят в нём проект повышения внутренней эффективности.

Стандарт ISO 9001 представляет собой модель, включающую настройки и управление системой менеджмента. Он гарантирует организациям внедрение структурированного подхода к их деятельности для достижения целей. Область применения стандарта подразумевает, что вне зависимости от своего размера и вида деятельности предприятие может применить данную модель и извлечь выгоду из стандартизации. Установленные на предприятии чёткие процедуры будут содержать указания к выполняемой работе, что систематизирует процесс выполнения работ и сформирует систему управления.

Применение СМК помогает:

• оценить среду организации, определить, на кого влияет её работа и что ожидают заинтересованные стороны, это позволит установить цели организации и определить новые возможности для бизнеса;

• поставить своих клиентов на первое место, убедиться, что организация постоянно удовлетворяет их потребности и повышает их удовлетворенность, это позволяет добиться лояльности потребителей, способствует появлению новых клиентов и расширению бизнеса.

Благодаря СМК организация удовлетворяет требования своих клиентов и заинтересованных сторон. В стандарте ISO 9001 не указано, какими должны быть цели организации, относящиеся к «качеству» или «удовлетворению потребностей клиентов», но требуется, чтобы организации сами определяли эти цели и постоянно совершенствовали свои процессы для их достижения, что в свою очередь способствует получению прибыли компании.

Литература:
1. ISO 9001:2015 «Системы менеджмента качества. Требования», ISO.
2. ISO/IEC Directives, Part 1, Consolidated ISO Supplement, 2019.
3. www.iso.org.
4. Reaping the benefits of ISO 9001, ISO, 2015.
5. Quality management principles, ISO, 2015.
6. ISO 9001: Debunking the myths, ISO, 2015.

Экономико-математические модели адаптивного управления жизненным циклом распределённых систем авиационной техники

Давыдов А.Д., Горелов Б.А., Тихонов А.В., Калиненко А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные условия создания и развития систем авиационной техники (АТ) объективно обуславливают рост сложности систем АТ, асинхронность развития перспективных направлений в их создании и развитии при росте разнообразия требований потребителей к техническим и экономическим характеристикам. Эти условия становятся факторами время-ресурсного дефицита, уязвимостей в устойчивости развития, оказывают негативное влияние на динамику инновационного, инвестиционного, интеллектуального, информационного потенциала предприятий авиационной промышленности. Данные факторы-угрозы могут быть демпфированы при создании и развитии систем АТ как распределённых систем с открытой переменной структурой, которые обладают развитыми адаптивными свойствами, позволяющими реализовать эффективное парирование угроз.

Реализация адаптивных свойств распределённых систем АТ предполагает совершенствование системы управления их созданием и развитием с учётом особенностей и специфики, сочетания преимуществ модульной, унитарной и смешанной стратегий развития систем как системоэкономической основы формирования систем АТ.

Перспективным направлением здесь является сочетание методов адаптивного управления, методов проектного и процессного управления при управлении жизненным циклом распределенных систем АТ в силу полноты реализации ими системного подхода при создании и развитии сложных систем и системообразований.

Методология адаптивного управления предполагает возможность синтеза системы управления, как с изменением параметров регулятора, так и с изменением структуры регулятора. Изменения параметров и структуры регулятора могут быть определены на основе комплекса экономико-математических моделей жизненного цикла распределённых систем АТ с учётом специфики проектного и процессного управления их развитием, представленных в публикациях авторов каф. 505 МАИ. Изменению структуры регулятора может быть придан смысл переключения между возможными стратегиями развития или формирования смешанной стратегии в различных сочетаниях элементов модульной и унитарной стратегий. Изменению параметров регулятора – формирования динамики развития параметрического и конструктивно-унифицированного ряда в системе АТ.

Данный подход был исследован в ходе тематических НИР, были получены приемлемые результаты, внедряемые в учебный процесс.

Материал подготовлен при финансовой поддержке РФФИ. Грант № 17-06-00235.

Механизм управления инновационными проектами, реализуемыми в рамках распределенных систем авиационной промышленности на базе удельных показателей

Дианова Е.В., Калошина М.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Для реализации эффективного проектного управления предлагается использовать:

1) Механизм управления инновационными проектами, реализуемыми в рамках распределенных систем авиационной промышленности, на базе удельных показателей, который включает:

• этап согласования, предполагающий оценку удельных показателей по проекту в соответствии с Программой развития подотраслей, расчет отклонений удельных показателей по проекту от показателей по Программе; если отклонения превышают 5%-10%, то выявляются причины отклонений, которые чаще всего связаны с неадекватным распределением доходов и расходов среди исполнителей, проводятся корректировки;

• этап выполнения НИОКР, который заключается в мониторинге удельных показателей по стадиям жизненного цикла; удельные показатели для каждого этапа дифференцированы по принципам SWOT-анализа, который предполагает преимущества, недостатки, возможности, угрозы;

• этап анализа результатов, который предполагает анализ отклонений фактических удельных показателей от проектных, обоснованных относительно показателей Программы.

2) Алгоритмы и описания процедур применения удельных показателей для использования в различных методах управления инновационными проектами, реализуемыми распределенными системами авиационной промышленности.

3) Механизм применения удельных показателей, который включает: алгоритм согласования удельных показателей с разработанными нормативами; матрицу принятия решений на различных этапах жизненного цикла, построенную по принципу SWOT-анализа; алгоритм мониторинга результатов.

4) Совокупность удельных показателей, применяемых в разработанной методологии для повышения результативности управления инновационными проектами.

Тезисы доклада подготовлены при финансовой поддержке РФФИ, проект 17-06-00235/17.

Особенности мониторинга хозяйственной деятельности высокотехнологичных предприятий в условиях цифровой экономики

Дубинский М.О., Бурдина А.А., Бурдин С.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Основной целью исследования является разработка технологии мониторинга хозяйственной деятельности высокотехнологичных предприятий в условиях цифровой экономики.

Высокотехнологичные предприятия – предприятия наукоёмких отраслей, которые производят продукцию с использованием новейших образцов технологического оборудования, технологических процессов и технологий, изделия производятся с участием высококвалифицированного, специально подготовленного персонала. На темпы цифровой трансформации промышленности оказывают существенное влияние определенные факторы: недостаточный уровень развития цифровых технологий на производстве, дефицит квалифицированных кадров, валютные риски, недостаточная киберзащищенность, угрозы введения санкций, которые ограничивают использование зарубежных технологий. Все эти факторы вносят своеобразные черты в мониторинг хозяйственной деятельности высокотехнологичных предприятий в условиях перехода к цифровой экономике.

Особенностью цифровизации экономики является доступ к данным о современных технологиях, материалах, комплектующих, возможность заключения смарт-контрактов в глобальном масштабе. ВТП, производящие высокотехнологичную продукцию являются стратегически значимыми для обеспечения материально-технической, технологической, экономической безопасности отраслей промышленности.

Основными задачами мониторинга хозяйственной деятельности является постоянное наблюдение за результатами финансово-хозяйственной деятельности предприятия, а также своевременное выявление причин негативных явлений. Для рассмотрения особенностей мониторинга в условиях цифровой экономики необходимо понимать, что, согласно действующей программе, к 2024 году правительство намерено осуществить комплексную цифровую трансформацию экономики и социальной сферы России, что требует ряда изменений в законодательстве, модернизации цифровой инфраструктуры, внедрения практик использования цифровых технологий в различные сферы экономики и управления, создания системы подготовки квалифицированных кадров для переходного периода и в дальнейшем.

Таким образом, необходимы информационно-аналитические системы сетевой структуры, осуществляющие мониторинг деятельности ВТП в разрезе контроля экономической и технологической безопасности, включающие модули анализа создания, реализации и развития кадрового, технического, технологического потенциалов.

Использование деривативного договора в модели секьюритизации выполнения кластеров работ НИОКР при создании распределенных систем авиационной техники

Ермакова О.В.
МАИ, г. Москва, Россия

При использовании методологии секьюритизации для хеджирования рисков выполнения кластеров работ НИОКР при создании распределенных систем авиационной техники происходит формирование пулов активов и обязательств и придание им формы деривативa, обращающегося среди субъектов функционирования модели секьюритизации.

Активами и обязательствами при этом могут выступать этапы и виды работ, характеристики выполняемых работ, незавершенные исследования, проектная документация, результаты выполнения НИОКР. В качестве деривативов можно использовать различные виды производных финансовых инструментов – опционы, фьючерсы, свопы, форварды.

Для совершенствования взаимоотношений между участниками выполнения исследований и разработок в структуре договора на выполнение НИОКР выделяется обращаемая часть – договор деривативного типа. Деривативный договор при этом является частью факсимильного соглашения, определяющего порядок взаимоотношений субъектов работ.

При создании распределённых систем авиационной техники в качестве объекта деривативного договора может выступать кластер работ НИОКР.

В качестве базисного актива договора по согласованию сторон может выступать любой объект или соглашение.

Показатели Strike трудоёмкость и Strike стоимость кластера работ НИОКР (аналоги базового показателя опционных контрактов) рассчитываются интервальным сценарным способом, далее проводится интегральная оценка. Это позволяет учитывать максимально возможное количество отклонений, непредвиденных обстоятельств и рисков. Разница между оптимистической и пессимистической оценками может быть использована для расчёта размера однократной или периодической вариационной маржи в соответствии с условиями деривативного договора, а также исходя из сущности различных видов деривативa.

Источниками выплаты вариационной маржи могут быть собственные средства заказчика и исполнителей, средства, полученные путём выпуска эмиссии облигаций соисполнителей, Strike стоимость кластера, прибыль от реализации кластера или использования дополнительных результатов выполнения кластера работ НИОКР и прочее.

Кроме того, в деривативном договоре необходимо установить условия обращения, график платежей вариационной маржи и дату исполнения по вариантам европейского или американского типа.

Статья подготовлена при финансовой поддержке РФФИ, проект 17-06-00235.

Особенности подготовки управленцев для аэрокосмической отрасли

Еропкин А.М., Гарнов С.С., Мезина Н.А., Зубеева Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Наша страна, как и весь мир, вступила в эпоху технологического уклада. Изменился уровень развития производительных сил. Основным продуктом становится информация, а основным ресурсом во всех сферах становится человеческий капитал. Особенно очевидно это в наукоемких и высокотехнологичных отраслях, к которым относится и аэрокосмическая отрасль. Требования к человеческому капиталу записаны в документах развития этих отраслей и содержат целевые индикаторы, касающиеся не только узкопрофессиональной подготовки персонала, но и наличия у них деловых и личностных качеств. Речь идет не только о технических специалистах, но и об экономистах, управленцах, организаторах информационных процессов. Отрасли также нужны специалисты, которые способны

популяризовать российскую авиационную и ракетно-космическую деятельность, как сферу прибыльных инвестиций и как старт для профессионального развития. Сегодня такой уровень подготовки пока не достигнут. Можно выделить несколько проблем:

•отсутствие систем продвижения авиационной и космической деятельности в российском обществе;

• отсутствие интеграции образования, охватывающей различные возрастные группы;

•отсутствие коллективных форм решения поставленных задач;

•отсутствие единой для всех уровней специалистов системы повышения квалификации и профессионального продвижения.

Среди эффективных мер по повышению качества человеческого капитала отрасли можно предложить следующие:

• рост престижности аэрокосмической промышленности путем, профориентационных и маркетинговых мероприятий, широкой рекламы;

• разработка системы исследовательских программ ведущими компаниями и предприятиями с привлечением студентов, причем не только профильных специальностей, но и смежных, в том числе экономических и гуманитарных;

• повышение взаимосвязанности технических и гуманитарных образовательных программ с помощью совместных фундаментальных и прикладных исследований, т.е. развитие «билингвизма»;

• формирование единой системы повышения квалификации, включающей стажировки на предприятиях подотраслей пусть и кратковременные;

• сертификация таких программ, ведение базы данных, наличие единого контрольного органа.

В результате мы получим качественно новое поколение специалистов, у которых не будет ни языковых барьеров, ни проблемы потери своей актуальности на международном рынке труда, ни проблем с трудоустройством, связанных с перенасыщением отрасли кадрами или отсутствием рабочих мест.

Влияние “classroom management” на эффективность обучения в техническом вузе

Журбенко Н.Л., Шинкарева А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Владение иностранным языком на высоком уровне для технических специалистов является атрибутом высокого профессионализма. Для достижения высокой эффективности обучения ИЯ в неязыковых технических вузах разрабатываются новые учебные программы в рамках личностно-ориентированного подхода, используется коммуникативная методика преподавания и инновационные педагогические технологии. Важны не только качество учебных программ и материалов, но и работа преподавателя в аудитории. Одним из важных моментов в работе педагога является организация учебного процесса, то есть создание условий, в которых происходит процесс обучения.

Процесс организации учебного процесса преподавателем в аудитории является процессом создания благоприятной среды для академического и социально-эмоционального обучения студентов. С прикладной точки зрения при планировании занятий преподаватель должен учитывать такие аспекты организации учебного процесса в аудитории, как типы заданий, тип коммуникации студентов и студентов с преподавателем, этапы занятия.

В процессе нашего исследования была проведена диагностика студентов разных курсов, обучающихся по нескольким гуманитарным и техническим направлениям. В результате анкетирования выяснилось, что существуют тенденции, которые поддерживают практически все студенты, независимо от уровня владения языком и этапа обучения. К таким тенденциям относятся: желание пользоваться только материалами, имеющими прикладной характер, чётко соответствующими будущей профессии обучаемых; обязательное наличие домашнего задания; желание использовать видеофрагменты на занятиях.

Студенты различных специальностей часто имеют общие предпочтения относительно процесса организации обучения. Студенты гуманитарных специальностей предпочитают

работать в малых группах сотрудничества, они не любят работать с учебниками, предпочитая устное объяснение, дискуссии. Студенты технических специальностей предпочитают работать с написанными текстами, хотят досконально понять не только задание, но и цель его выполнения. Студенты начальных этапов обучения более готовы безоговорочно принимать предложенный преподавателем план занятия.

Сознательная организация и управление занятием в аудитории помогает повысить эффективность обучения иностранному языку в технических вузах.

Совершенствование механизма реализации конверсионных проектов и программ предприятий машиностроения

Захарова Л.Ф., Алдошкина Е.П., Адушева К.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Современная программа конверсии оборонно-промышленного комплекса России выпала на период предшествующей длительной стагнации отечественного машиностроения. Сформирован инструментарий поддержки проектов по диверсификации ВПК.

Системное решение этой проблемы должно осуществляться в интересах общества, бизнеса и государства, которые являются полноправными партнерами современной экономики.

Задача государства по обеспечению своей безопасности решается успешно, основная нагрузка в реализации конверсионного производства ложится на общество и бизнес. За государством остается выбор стратегической ориентации в отношении макроструктурных сдвигов и пропорций на уровне отраслей и секторов экономики страны в целом. Эта перспектива связана с развитием приоритетных отраслей машиностроения: авиационно-космической, станкостроения, тяжелого машиностроения в целях восстановления статуса страны как современной индустриальной державы.

Как показывает исторический опыт, сбалансированная макроэкономика обязательно подразумевает равноправие секторов, производящих средства производства (товары группы А), также отраслей и предприятий, производящих предметы потребления (товары группы Б). На предприятиях и в объединениях оборонно-промышленного комплекса России продукция группы Б была представлена товарами народного потребления (ТНП).

Необходимо возродить традиционное производство товаров группы Б на качественно новом уровне. Масштабы этих производств должны носить массовый характер и строиться на базе проектных платформ с использованием новейших наукоёмких технологий, материалов, конструктивных решений.

В условиях ограниченных стартовых возможностей и нестабильной обстановки встаёт проблема выбора направлений диверсификации оборонно-промышленного комплекса по производству товаров группы Б, обеспечивающих стратегическую сбалансированность всего народнохозяйственного комплекса страны.

Для решения этой задачи в работе предлагается использование математического инструментария, встроенного в механизмы разработки стратегических планов развития отраслей и предприятий оборонно-промышленного комплекса. Предлагаемый аппарат базируется на многокритериальном принятии решений в условиях неопределенности с использованием критериев Вальда, Сэвиджа и Гурвица.

Предлагаемый инструментарий позволит на ранних этапах стратегической ориентации осуществить обоснованный выбор возможных стратегических изменений, связанных с конверсией предприятий ОПК.

Социально-экономические характеристики кадров аэрокосмических отраслей промышленности

Зубеева Е.В., Кайбелева В.Р., Мезина Н.А., Еропкин А.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Подготовка высококвалифицированных инженерно-управленческих кадров для аэрокосмической промышленности является одним из основных плацдармов развития и модернизации отечественного производства. Как правило, подготовкой инженерно-

управленческих кадров для аэрокосмической промышленности занимаются факультеты экономики и менеджмента в крупных технических вузах. Особенность подготовки таких кадров в том, что готовый специалист обладает знаниями в области управления в широком смысле и умеет их использовать применительно к аэрокосмической отрасли.

Следует отметить, что специалисты такого формата должны обладать компетенциями, формирующими их социально-экономические характеристики. Используя терминологию Федерального государственного образовательного стандарта высшего образования 3++, отметим, что индикаторы достижения профессиональных компетенций инженерно-управленческих кадров аэрокосмической отрасли предполагают определенные точечные дескрипторы освоения уровня компетенций.

Отметим основные социально-экономические характеристики, которыми должен обладать инженерно-управленческий кадр аэрокосмической отрасли промышленности, а также образовательные методики, которые авторы рекомендуют использовать для их формирования.

1. Способность действовать «на опережение» (методики: бизнес-кейс, моделирование).
2. Способность к нестандартному инновационному мышлению (методики: эксперимент, анализ литературы).
3. Способность к использованию знакомых методик на предприятиях аэрокосмической отрасли (методики: изучение афоризмов, цитат, крылатых выражений, распознание образа).

Разумеется, перечисленные социально-экономические характеристики составляют неполный перечень, а отмеченные методики составляют не весь арсенал методик познания для подготовки инженерно-управленческих кадров аэрокосмической отрасли. Но они могут эффективно использоваться в реализации образовательных программ вузов. Перечисленные методики хорошо друг друга дополняют. В этой связи рекомендуется их совместное использование.

Анализ моделей стоимости жизненного цикла изделий при проекте создания нового воздушного судна

Исаев Н.А., Грач П.А., Масленников Е.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Актуальность выбранной темы определяется тем, что в настоящее время существует большое количество теоретических и практических материалов, которые показывают важность роли управления жизненным циклом изделия, но, к сожалению, в большинстве литературных источников даются только общие рекомендации по управлению единой универсальной структурой, позволяющей управлять изделием в течение жизни, начиная с разработки и заканчивая обслуживанием/утилизацией. Очень важно выбрать метод управления жизненным циклом в такой сложной отрасли, как авиация. И стоимость также является очень важной частью в авиационных проектах.

В данной работе автор представляет модель стоимости жизненного цикла парка воздушных судов. Основной особенностью данной модели является то, что при расчете стоимости жизненного цикла парка используется коэффициент освоения технологий и коэффициент использования материалов. Зависимость трудоемкости от серийного номера изделия при увеличении общего объема выпуска продукции (с момента начала разработки) в определенные моменты времени трудоемкость изготовления будет устанавливаться величиной, отличающейся от исходной величины. Коэффициент освоения технологий позволяет рассчитать трудоемкость определенного самолета в серии. Чем больше число самолетов в серии, тем выше темп снижения трудоемкости при производстве.

Коэффициент использования материалов позволяет проследить снижение стоимости материалов при увеличении производимого парка.

Хорошо известно, что при массовом производстве коэффициент использования материала выше, чем при единичном производстве.

Таким образом, наблюдается снижение затрат на фонд оплаты труда и материалы, что влечет за собой снижение стоимости некоторых этапов жизненного цикла.

Данная модель четко отражает изменение стоимости жизненного цикла самолета и парка воздушных судов. Также при использовании данной модели достаточно рассчитать стоимость жизненного цикла одного воздушного судна, а затем воспользоваться коэффициентом освоения технологии и коэффициентом использования материалов, рассчитать те же показатели для требуемого размера парка воздушных судов с учетом характеристик стоимости жизненного цикла при увеличении объемов производства. В итоге автор показал, что с увеличением размера парка стоимость жизненного цикла одного самолета снижается. Также автор показал точку рентабельности, чтобы обеспечить целесообразность производства не одного самолета, а целого парка.

Внедрение мероприятий по интегрированному (гармоничному) менеджменту на авиапредприятиях как важный фактор повышения их конкурентоспособности

Кабанов А.С., Сорокин А.Е., Галкина Е.Е., Афонина О.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Повышению конкурентоспособности авиационной техники в большой мере способствует внедрение интегрированного или гармоничного менеджмента, который включает в комплексе требование таких нормативных документов, как: «Системы менеджмента качества. Требования» (ГОСТ Р ИСО 9001-2015), «Системы экологического менеджмента. Требования и руководство по применению» (ГОСТ Р ИСО 14001-2016), «Системы менеджмента охраны здоровья и обеспечения безопасности труда. Требования и руководство по их применению» (ISO 45001:2018), «Руководство по социальной ответственности» (ГОСТ Р ИСО 26000-2012), «Менеджмент знаний. Термины и определения» (ГОСТ Р 53894-2010).

Система менеджмента качества (СМК) подчинена одной из основных задач бизнеса: постоянному улучшению качества авиатехники в условиях конкурентной борьбы. Системы экологического менеджмента (СЭМ) – часть системы менеджмента авиапредприятия, используемая для разработки и реализации ее экологической политики и для осуществления менеджмента ее экологических аспектов. Стандарт «Системы менеджмента охраны здоровья и обеспечения безопасности труда. Требования и руководство по их применению» уменьшает риск в области здоровья и безопасности труда. Внедрение государственного стандарта ГОСТ Р 53894-2010 «Менеджмент знаний. Термины и определения» направлено на сохранение богатого опыта, накопленного РФ в области авиастроения. Руководство по социальной ответственности определяет этические критерии работы предприятия и удачно дополняет структуры ИСО серий 9000, 14000, 45000, являясь универсальным средством для практической реализации социальной деятельности администрации авиапредприятия.

Внедрение интегрированного или гармоничного менеджмента преследует следующие основополагающие принципы: приоритет охраны жизни и здоровья человека, обеспечение благоприятных экологических условий, сочетание социальных, экологических и экономических интересов авиапредприятий, направленных на охрану окружающей среды, рациональное использование природных ресурсов, жесткий контроль расхода сырья, энергии, рециклинг отходов, улучшение имиджа предприятия в глазах потребителей и партнеров, банков, государственных структур и общественности, укрепление позиций на рынке.

Оценка рыночной стоимости бизнеса в условиях информационной неопределённости

Калошина М.Н., Гусев С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В исследовании представлены альтернативные методы для расчета стоимости бизнеса в условиях недостаточности или недостоверности финансовой информации, что предполагает наличие убытков по результатам хозяйственной деятельности предприятия. Однако анализ биржевых рыночных цен на акции показывает, что при наличии убытков акции таких компаний торгуются в положительной области значений.

В исследовании в первую очередь уделяется внимание промышленным предприятиям со значительными долями в структуре активов финансовых вложений в дочерние и зависимые

компании и основных средств, а также имеющим нестабильную динамику прочих доходов и расходов, отраженных в отчете о финансовых результатах.

При применении сравнительного подхода предлагается опираться на гипотезу о том, что цена акций на бирже является наиболее объективной и достоверной стоимостью бизнеса компании. Эта стоимость принимается в качестве ориентира, который позволяет выполнить верификацию предлагаемых приемов оценки бизнеса.

При расчете стоимости доходным подходом методом капитализации предлагается провести предварительную корректировку финансовой отчетности по строкам «прочие доходы» и «прочие расходы»:

• если на дату оценки значительно растут «прочие доходы», то прибыль корректируется путем уменьшения прочих доходов, которые можно рассчитать на основе соотношения прочих доходов и расходов на другие отчетные даты;

• если на дату оценки значительно растут «прочие расходы», то прибыль корректируется путем уменьшения прочих расходов, которые можно рассчитать на основе соотношения прочих доходов и расходов на другие отчетные даты;

• если на дату оценки значительно растут или падают «прочие доходы» и «прочие расходы», пропорционально друг другу, то прибыль не корректируется, так как она не изменится, и текущая стоимости тоже не изменится.

Для затратного подхода применяется метод стоимости чистых активов, здесь предлагается скорректировать следующие статьи баланса:

• основные средства – корректировка проводится на дефлятор по инвестициям в основной капитал;

• финансовые вложения – используется повышающий коэффициент, с тем, чтобы обосновать, насколько фактическая стоимость финансовых вложений больше номинальной балансовой.

В ходе теоретических исследований и практической апробации предлагаемых принципов оценки был получен следующий вывод, что даже при отрицательной чистой прибыли стоимость бизнеса промышленных предприятий является положительной.

Особенности дефиниции основополагающих понятий в отечественных и международных стандартах в области устойчивого развития

Карепин П.А., Мышелов Е.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Основой развития современного общества является концепция устойчивого развития. Несмотря на это, в настоящее время не существует единого концептуального подхода к изложению теоретических основ устойчивого развития. Они представляют конгломерат идей и научных направлений. Это влияет на формирование терминологической базы данной концепции. Термин «устойчивое развитие» был введен Международной комиссией по окружающей среде и развитию в 1987 году, в его определении были объединены два важных аспекта: наличие потребности и необходимость ограничения. На теоретическом уровне с момента появления данное определение подвергалось разнообразной критике, например, указывалось, что сам термин содержит неясность в связи с несовместимостью понятий «развитие» и «устойчивость». Но наиболее существенной проблемой формулировки данного понятия является то, что его дефиниция связана с целью, а не с путями достижения данной цели. Поэтому многие исследователи пытались дать этому понятию более операционную трактовку, что сделало бы его более понятным и практически применяемым. Однако, учитывая, что в определении необходимо отразить будущее, которое по своей сути многовариантно и неопределенно, до сих пор не существует единой согласованного определения данного понятия. Иначе обстоят дела на прикладном уровне, где был применен механизм стандартизации, который на основе внедрения ряда ключевых принципов и инструментов позволял регламентировать порядок установления дефиниций основных понятий в области устойчивого развития. Именно стандартное определение понятий, распространенное на соответствующие уровни, позволяет дать однозначную трактовку и

установить взаимосвязь понятий в области устойчивого развития. Применительно к организации устойчивое развитие (ГОСТ Р 54598.1-2015, ПНСТ 151-2016, ГОСТ Р 58531-2019) – это управление, обеспечивающее непрерывный и длительный успех. Непрерывность рассматривается как управление (ГОСТ Р ИСО 22301-2014, ГОСТ Р ИСО 22313-2015, ГОСТ Р 22.0.12-2015/ИСО 22300:2012), предоставляющее возможность продолжения (устойчивости) деятельности. Устойчивый успех (ГОСТ Р ИСО 9000-2015, ГОСТ Р ИСО 9004-2019) определяется как достижение целей и длительное поддержание достигнутого развития организации. Между этими понятиями существует взаимосвязь. Результатом устойчивого развития является устойчивый успех, непрерывность рассматривается как устойчивый, поддерживаемый уровень развития организации, который также является устойчивым успехом.

Монологическая речевая деятельность

Картушина Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

«Монологическая речь – связное, логически последовательное высказывание, протекающее относительно долго во времени, не рассчитанное на немедленную реакцию слушателей».

Особым видом монологической речевой деятельности является презентация. Это короткое монологическое высказывание одного человека перед группой лиц, несущее цельную смысловую нагрузку. Обучение студентов неязыкового вуза этому виду речевой деятельности представляется достаточно актуальным, так как умение представить проблему и её возможное решение в виде связного текста перед аудиторией очень важно для студентов как будущих профессионалов.

Важную роль при подготовке сообщений по страноведению, научных докладов для студенческих конференции и других публичных выступлений на английском языке играет электронное сопровождение. Уже на этапе подготовки необходимость создания презентации заставляет студентов более осмысленно работать над содержанием текстов, ставить вопрос о том, что главное, а что второстепенное в выбранной теме, как правильно построить текст выступления, как его начать и как закончить, как правильно прокомментировать схемы, таблицы, ситуативные картинки.

Текст публичного выступления обычно отличается сложными синтаксическими и лексическими конструкциями и требует предварительной подготовки. В самом начале этой подготовки преподаватель обычно ставит задачу, определяет основной перечень вопросов для презентации в пределах изучаемой темы. Студенты сами составляют текст выступления и затем воспроизводят его в форме пересказа, используя зрительную опору. Дополнительной опорой для выступающего могут стать карточки с ключевыми словами и элементами речи, которыми он может пользоваться во время выступления и которые помогут сделать его лёгким для понимания и последовательным.

Таким образом, связная монологическая речь является ключевым фактором для осуществления эффективной коммуникации и необходимым условием формирования полноценной личности.

Роль охраны труда в системе менеджмента и экономике предприятий аэрокосмической отрасли

Кияшко В.С., Мессинева Е.М.
МАИ, г. Москва, Россия

По заявлению Минтруда, одной из основных проблем в авиационной и космической промышленности является производственный травматизм и профессиональные заболевания. Специфика этих отраслей предполагает постоянное воздействие вредных производственных факторов на всех работников, а также высокий уровень травматизма.

Производственный травматизм и высокий уровень профессиональной заболеваемости ведут не только к экономическим потерям, но также и к репутационным издержкам и кадровым потерям, что сказывается на эффективности менеджмента аэрокосмических предприятий.

Для предотвращения такой ситуации на любом предприятии создаётся система управления охраной труда. Однако ситуация с уровнем безопасности на аэрокосмических предприятиях не улучшается, поскольку нерешенными остаются две основные проблемы.

Первая проблема (преимущественная борьба с последствиями, а не причинами) решается путем внедрения концепции управления профессиональными рисками. При таком подходе идентифицируются вредные производственные факторы на каждом рабочем месте, а после разрабатываются мероприятия по предупреждению или, если в силу специфики производства невозможно от них избавиться, минимизации вредного воздействия. Стоит отметить, что основные источники опасности для работника в аэрокосмической отрасли – это шумовое воздействие и травмы при работах на высоте, и на современном уровне научно-технического прогресса полностью убрать их невозможно. Следовательно, нужно обеспечить каждого работника СИЗ для защиты от шумового воздействия и обучить основам безопасности при работе на высоте.

Отсюда вытекает вторая проблема – недостаточное финансирование мероприятий по охране труда. Очевидно, что мероприятия по охране труда не дают прямой прибыли в краткосрочной перспективе. Поэтому финансирование охраны труда часто осуществляется по остаточному принципу, что в долгосрочной перспективе приведет к экономическим трудностям. Эту проблему можно решить на государственном уровне путём финансовых преференций или отмены некоторых налогов на предприятиях, осуществляющих эффективный менеджмент охраны труда. Это, в свою очередь, может стать мотивацией для руководителей в отрасли.

Решение этих двух задач – это вклад в будущее, который поможет Российской Федерации оставаться в лидерах на фоне усиливающейся конкуренции и появления новых игроков на рынках авиационно-космических услуг.

Среднесрочные перспективы российского гражданского авиастроения

Клочков В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Вырабатывая стратегию развития отрасли на 10-15-летний период, следует учитывать результаты моделирования рынков авиационных работ и услуг, а также соответствующих воздушных судов.

Продукты наиболее емкого сегмента рынка авиационной техники – магистральные самолеты – в ближайшие 10-15 лет, скорее всего, не претерпят качественных изменений, они уже достигли «точки насыщения» для современных технологий. Прорыв на эти рынки, занятые самолетами Boeing и Airbus, в данной ситуации практически невозможен. В то же время компетенции создания аналогичной продукции (пусть даже с худшими характеристиками) могут потребоваться для обеспечения национальной безопасности России в условиях внешнеполитических рисков. При этом следует оценить возможное ухудшение характеристик и удорожание самих самолетов и авиаперевозок (в т.ч. из-за малой серийности), по сравнению с нынешней ситуацией преобладания импортной техники.

Резервы сохраняются в части повышения эффективности авиатранспортной системы в целом – всего, что «вокруг» самолета, в т.ч. организации воздушного движения, авиатранспортной логистики, системы технического обслуживания, ремонта и логистического обеспечения эксплуатации. Потенциально возможно улучшить показатели безопасности, экологичности, доступности и качества магистральных авиаперевозок на десятки процентов даже при нынешнем уровне аэродинамики, прочности, газовой динамики и других дисциплин авиационной науки. В то же время использование этих резервов потребует и новшеств в конструкции воздушных судов, составе и функциях бортового оборудования.

Развитие местных и региональных авиаперевозок в Российской Федерации в обозримом будущем возможно лишь при активной государственной поддержке. Поэтому и емкости рынков соответствующих воздушных судов, и требования к их характеристикам будут во многом определяться государственной политикой в части пространственного развития страны и развития единой транспортной системы.

Значительные резервы роста для российского авиастроения и решения с его помощью национальных задач лежат в сфере применения авиации в народном хозяйстве, в т.ч. на новых рынках, которые открываются или могут открыться благодаря развитию беспилотной авиации, а также совершенствованию целевых нагрузок и технологий, применяемых в различных отраслях – от топливно-энергетического комплекса до сельского и лесного хозяйства, строительства и др.

Тенденции развития цифровой системы менеджмента качества

Ковригин Е.А., Васильев В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Особенности цифровой СМК на производственном (операционном) уровне обусловливают необходимость разработки и применения качественно новых технологий управления, а также принципиально новых производственных технологий, в основе которых – различные подходы и концепции, в частности: Интернет вещей (IoT); искусственный интеллект, машинное обучение и робототехника; облачные вычисления; Big Data; аддитивное производство; кибербезопасность; интеграционная система; моделирование; дополненная реальность. Данные технологии могут и должны быть интегрированы в систему менеджмента организации.

Можно выделить следующие тренды в цифровизации СМК:

1. Мониторинг, измерение, анализ и оценка. IoT и различные виды сенсоров (датчиков) способствуют открытию новых источников данных для анализа. Big Data способна анализировать данные массивы информации, поступающие из различных источников.
2. Верификация и валидация разработки и проектирования. Процессы деятельности организации требуют документального подтверждения соответствия установленным требованиям. Технология «блокчейн» обеспечивает полностью объективную систему доказательств выполненных требований.
3. Мониторинг и контроль процессов СМК. С появлением алгоритмов обучения нейронных сетей стало возможным применение искусственного интеллекта. Обученная нейронная сеть будет позволять выявлять тенденции и изменения в процессах гораздо эффективнее и быстрее, чем человек или автоматизированные комплексы.
4. Принятие решений, основанных на данных (свидетельствах), в условиях неопределенности (неоднозначности). Любая неопределенность при реализации процесса СМК может привести к нежелательной ситуации. Цифровая трансформация позволяет решить эту проблему за счет применения предиктивной аналитики.

Цифровая СМК должна выполнять следующие функции:

1. В режиме онлайн анализировать, структурировать и обрабатывать информацию из внешней и внутренней среды организации.
2. Разрабатывать и предлагать методы и средства реагирования на происходящие изменения.
3. Выбирать оптимальные для цифровой экономики технологии разработки и производства продукции, предоставления услуг.
4. Управлять рисками, анализировать и использовать возможности для улучшения.

На сегодняшний день можно выделить следующие проблемы при цифровизации СМК, в частности:

1. Большие финансовые затраты на ее создание и поддержание.
2. Трудности в кадровом обеспечении.
3. Риски утечки сведений, составляющих коммерческую и/или государственную тайну.

Социальные инструменты закрепления молодых специалистов на авиационном предприятии

Коломоец Е.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Авиационные предприятия уделяют большое внимание привлечению молодых специалистов, но не всегда учитывают необходимость их дальнейшего закрепления. На изучаемом авиационном предприятии ощущается нехватка молодых специалистов, особенно – инженеров. Организация предпринимает серьезные усилия для привлечения молодежи: целенаправленно работает с вузами, использует целевое обучение, участвует в ярмарках вакансий и др. Однако значительная часть молодых специалистов увольняется в течение первых трех лет работы.

Исследование показало, что предприятие использует широкий пакет социальных льгот, которые распространяются и на молодых специалистов: добровольное медицинское страхование, предоставление материальной помощи, беспроцентные займы и др. Есть специальная мотивационная программа для молодежи, предусматривающая доплаты за диплом с отличием, прибавку к зарплате, ежемесячную премию и др. Однако опрос сотрудников показал, что менее 40% молодых работников полностью осведомлены о мерах социальной поддержки, и почти столько же (37%) считают, что информации явно недостаточно. В связи с этим многие недовольны социальной политикой предприятия.

Совет молодых специалистов компании проводит специальные мероприятия для молодых сотрудников: спортивные состязания, молодежные научные форумы и др. Но большинство опрошенных ответили, что не принимают участия в таких мероприятиях и зачастую вообще не знают о них. Каждый третий сотрудник сказал, что для информирования о предстоящих мероприятиях и имеющихся социальных льготах следовало бы более активно использовать корпоративный сайт. Проверка сайта показала, что информация обновляется редко, сведения устарели, сайт неудобен в использовании.

Подавляющее большинство молодых сотрудников самым важным стимулом к труду считают заработную плату и дополнительные выплаты. Но почти половина респондентов указала на значимость корпоративных мероприятий, которые были бы направлены на повышение вовлеченности и приверженности сотрудников к организации.

Результаты исследования показали необходимость управленческих шагов для совершенствования социальных инструментов закрепления молодых специалистов. Можно предложить доработать корпоративный сайт и регулярно размещать актуальную информацию, также следует организовать новостные рассылки в социальных сетях. В спортивные мероприятия, тимбилдинги, исследовательские и проектные конкурсы нужно вовлекать не только представителей совета молодых специалистов, но и всех молодых работников.

Исследование структуры рынка авиационных пассажироперевозок с помощью показателей концентрации с учётом сезонности

[1]Колотуша А.В., [2]Марценюк Е.А.
[1]МГУ, [2]МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время темпы роста российского рынка пассажирских авиаперевозок опережают мировые показатели. Динамично развивающийся, высоко концентрированный рынок авиастроения привлекает новых игроков, что ведет к ощутимому усилению конкуренции.

В результате возникает необходимость в анализе и оценке состояния рынка авиакомпаний для мониторинга ситуации. По результатам такой оценки формируются рекомендации и разрабатываются мероприятия по демонополизации рынка, развитию конкуренции.

В данной работе рассмотрена выборка авиакомпаний, среди которых: Аэрофлот, Сибирь, Победа, Уральские Авиалинии, РусЛайн и др. В исследовании использовались статистические данные перевозки пассажиров различными авиакомпаниями. Для проведения оценки состояния рынка в различные периоды времени использовалась система показателей

концентрации: индексы концентрации, Холла-Тайдмана, Херфиндаля-Хиршмана, Линда, максимальной доли, показатель энтропии.

Как показало исследование, уровень концентрации непосредственно связан с сезоном полета пассажиров. По месячным данным Росавиации за 2018 и 2019 годы установлено, что в летние месяцы рынок пассажирских авиаперевозок олигополизируется, в ядре рынка находятся 2 компании – Аэрофлот и Победа, он становится менее концентрированным, а крупнейшим фирмам становится сложнее влиять на цены услуг авиаперевозок. В остальные же месяцы наблюдается более высокая концентрация и монополизация рынка, и влияние Аэрофлота на складывающиеся цены услуг на рынке авиаперевозок приобретает более выраженный характер.

Полученные результаты могут представлять интерес для авиакомпаний с точки зрения формирования стратегий поведения на авиационных рынках. В частности, из результатов анализа может следовать, что фирмам-новичкам рекомендуется входить на рынок пассажирских авиаперевозок в летние месяцы, когда зависимость от ценовых манипуляций со стороны монополиста (в частности, потенциальная вероятность быть вытесненным с рынка за счёт демпинговых действий Аэрофлота) значимо ниже, чем в остальные месяцы.

Формирование профессионально значимых компетенций студентов аутентичными мультимедийными средствами

Коротун В.Л.
МАИ, г. Москва, Россия

Со второго десятилетия XXI века трудно представить себе процесс образования на любом уровне без использования мультимедийных или медиа- и информационных средств. По определению С.А. Смирнова, это совокупность таких средств, как печатное слово, радиопередача и др., служащих для передачи сообщения конкретному потребителю. В системе высшего образования аутентичные иноязычные мультимедийные средства помогают сформировать профессионально значимые компетенции студентов разных направлений подготовки и позволяют изучать профильные дисциплины средствами иностранного языка.

Получение знаний посредством иноязычных мультимедийных средств соответствует требованиям государственного стандарта образования. В Московском авиационном институте (МАИ) разработан самостоятельно устанавливаемый образовательный стандарт высшего образования (СУОС).

Для студентов, обучающихся по направлению 13.03.04 «Биотехнические системы и технологии», в СУОС прописаны требования к формированию компетенции ОПК-3 – способность приобретать новые знания в области естественных наук и математики, используя современные образовательные и информационные технологии для уточнения информации о предмете профессиональной деятельности.

При анализе иноязычных образовательных интернет-платформ даётся классификация платформ по соответствию содержания учебного материала профессиональным интересам студентов. В качестве примера приведена образовательная платформа Crash Course, которую организовали Джон и Хэнк Грин. Преподаватели записывают 10-15 минутные обучающие видео по различным областям знания: математике, физике, инженерному делу. Например, студентам бакалавриата, обучающимся по направлению 02.03.02 «Фундаментальная информатика и информационные технологии», могут быть интересны видео об искусственном интеллекте. Студентам бакалавриата, обучающимся по направлению 12.03.04 «Биотехнические системы и технологии», будут интересны видео по химии и биологии.

В работе делается вывод об актуальности использования аутентичных мультимедийных средств при формировании профессионально ориентированных компетенций студентов как одного из компонентов интегративного подхода.

Современные решения задач жизненного цикла отечественных авиационных двигателей

Краев В.М., Силуянова М.В., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Система жизненного цикла авиационного двигателя должна иметь возможность фиксации и анализа неисправностей и, конечно же, связанные с этим эксплуатационные расходы. Отдельно необходимо предоставить запись неисправностей, связанных с форс-мажорными обстоятельствами и неисправностью по вине третьих лиц. Расходы, связанные с ошибками третьих лиц, как правило, покрываются страховыми выплатами. Затраты, связанные с техническими неисправностями, должны анализироваться также отдельно.

Для отечественных современных двигателей, таких как ПД-14, рационально использовать международный классификационный подход. Таким образом, предполагается, что структура данных содержит в одном измерении все элементы двигателя с максимальной детализацией, а в другом измерении – стоимость конкретного элемента двигателя для каждого этапа жизненного цикла от этапа исследования и проектирования (НИОКР) до технического обслуживания и т.д.

Техническое обслуживание является очень важным и дорогостоящим этапом жизненного цикла. Этот этап должен быть глубоко детализирован и представлен не только A-check, C-check, D-check, но и менее сложным и менее дорогостоящим, таким как транзитная проверка, ежедневная проверка, еженедельная проверка и т.д. Эксплуатант воздушного судна должен обеспечить транзитную проверку, ежедневную проверку, еженедельную проверку и т.д., а перечень процедур или их стоимость могут существенно повлиять на общие эксплуатационные расходы.

Представленная выше базовая структура данных системы жизненного цикла также позволяет идентифицировать компоненты и системы, эксплуатационные расходы которых выходят за пределы нормы. Кроме того, для снижения эксплуатационных расходов могут быть рассчитаны затраты на модификацию или усовершенствование компонентов и систем. В любом случае, решение о совершенствовании и модификации двигателя должно основываться на стоимости этапов жизненного цикла.

Цифровые новости как ответ современного мира на вызов времени

Краснянский Д.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

Наша человеческая цивилизация находится в особом отношении к проблеме времени. Историки, культурологи, антропологи, социологи, психологи фиксируют следующий момент: на различных цивилизационных этапах своей истории человечество по-разному переживало категорию времени.

Аграрный мир очень медленный. Человеческая рефлексия осознавала тесную связь общества с природными процессами. Однако время начинает осознаваться как важная характеристика жизни человека и общества.

«Промышленная революция», развитие индустрии, технологий и науки, а также революция в сфере духа ускорила мир модерна.

В данный момент, в эпоху современности одной из важнейших характеристик является резкое ускорение времени. Скорости сегодняшнего бытия должны соответствовать и современные массовые коммуникации.

Какие основные тренды в этой трансформации мы сегодня наблюдаем?

Во-первых, речь идёт о «цифровых новостях». В массовом порядке информационные онлайн-версии изданий появились ещё в середине 1990-х годов с возникновением Интернета. Но практика организации их работы во многом была связана с наложением новых задач на старые принципы печатных новостных изданий, которые исповедовали совершенно иную логику, чем логика функционирования Интернета.

Возможно, главными моментами, которые описывают особенности цифрового формата медиа, являются «электронный гипертекст», интерактивность, мультимедийность, сверхоперативность, открытость.

Во-вторых, речь идёт о новостных сервисах, которые первоначально были внедрены такими компаниями как Apple и Facebook.

В-третьих, это активизация социальных сетей на поле онлайн-новостей.

В-четвёртых, это развитие мультиплатформенности СМИ в их информационной деятельности.

В-пятых, с развитием Интернета всё большее значение приобретает визуальный канал коммуникации. С этой точки зрения подача новостей приобретает всё более визуальный характер.

Чтобы сегодня узнать актуальные новости из сферы авиации, достаточно загрузить самые популярные авиационные интернет-ресурсы: АвиаПорт.ру и Авиа.ру – и сразу же мы обнаружим подборку релевантных новостей, представленных на этих платформах.

Хотя, конечно, все возможности, которые открывает перед заинтересованными людьми цифровой формат медиа, ещё далеко не достигнуты. Речь идёт, в первую очередь, о ещё не освоенных форматах новостей, которые принципиально возможны благодаря постоянному техническому развитию интернет-технологий.

Рекомендации по созданию положительного имиджа организации как работодателя

Кузьминский А.Е., Крылова А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Для привлечения квалифицированных специалистов современному предприятию необходимо иметь репутацию организации среди потенциальных соискателей, то есть соответствующий имидж и развитый HR-бренд.

Также необходимо последовательно создавать позитивное отношение к компании у всех сталкивающихся с ней сотрудников, в том числе — уволившихся сотрудников и получивших отказ кандидатов. Располагая подробной информацией об организации, эти люди невольно или целенаправленно распространяют ее среди коллег.

К «мотивирующим» правилам, в первую очередь, нужно отнести следующие: выплата вознаграждения за каждого привлеченного специалиста; гарантия формирования своих команд; корректные увольнения сотрудников; открытость информации.

Создать у потенциального сотрудника благоприятное впечатление о компании поможет: личный контакт, пунктуальность, честность и согласованность.

Если компания имеет хороший имидж, в ней постоянно проходят собеседования потенциальные сотрудники, имеется собственная база данных, то, несмотря на дефицит специалистов, в нее постоянно будут приходить новые сотрудники. Для руководителей всех уровней важно, чтобы каждый привлеченный ими специалист становился в первую очередь членом их команды. Поскольку для потенциальных работников важен имидж работодателя, во время неформального общения с коллегами сотрудники будут позитивно отзываться о своей компании. Имея возможность выбора, компания сможет приглашать к себе самых лучших. Всё это способствует формированию положительного HR-бренда организации и даёт ей конкурентное преимущество в процессах подбора персонала на рынке труда.

Совершенствование системы профессионального развития гражданских служащих – основа эффективного управления

Кущёв Н.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Формирование профессионального кадрового состава органов государственной власти, соответствующего современным требованиям, способного принимать эффективные управленческие решения, является одной из приоритетных задач, государственной кадровой политики. Подбор и отбор специалистов для органов управления, а также их переподготовка регламентирована соответствующими нормативными правовыми актами. Однако возникла

необходимость модернизации системы профессиональной переподготовки, что обусловлено усилением требований, предъявляемых обществом к деятельности органов власти всех уровней. Недостаточный уровень квалификации госслужащих порой не позволяет им принимать оптимальные решения, а их знания и опыт не соответствуют современным требованиям. Обостряется проблема укомплектованности муниципальных структур управления специалистами необходимого профиля и уровня, что подтверждается и итогами социологического опроса руководителей местных органов власти; так, 57,2% из опрошенных указали на хроническую недоукомплектованность имеющихся должностей, а каждый третий из них (29,2%) отметил низкий уровень укомплектованности персоналом [1]. Вместе с тем экспертный опрос показал, что и служащие осознают необходимость в повышении своей квалификации; так, 76,3% из числа опрошенных, считают обязательным прохождение переподготовки в рамках программы развития муниципальных образований [2]. Становится очевидным, что для преодоления данных проблем необходимо изменить организацию переподготовки муниципальных кадров и её содержательную составляющую. К тому же Указ Президента Российской Федерации от 11.08.2016 № 403 «Об основных направлениях развития государственной гражданской службы Российской Федерации на 2016-2018 годы» создаёт необходимые правовые условия. Наиболее перспективным, на наш взгляд, является практико-ориентированное обучение, основанное на анализе передового опыта, с учётом изучения специфических проблем конкретных муниципальных образований. Система профессионального развития гражданских служащих, построенная на таких принципах, позволит им обеспечить получение новых знаний и овладеть современными управленческими компетенциями.

Литература:

1. Кабанова Е.Е. Управление развитием привлекательности муниципальных образований Российской Федерации: социологический анализ//дис.к.соц.н. М.:2015. С.138.

2. Всероссийский Совет местного самоуправления. Социологическое исследование «Кадровое обеспечение местного самоуправления». [Электронный ресурс]. URL: http://vsmsinfo.ru.

Особенности разработки бизнес-плана авиационных проектов

Ласточкина В.В., Калимуллина Э.Р.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные экономические отношения характеризуются демонополизацией, наличием различных форм собственности, либерализацией цен, высокой экономической самостоятельностью, острой конкурентной борьбой промышленных предприятий. В этих условиях промышленному предприятию необходимо разрабатывать и реализовывать бизнес-проекты.

Бизнес-проект включает разработку новых и усовершенствованных предложений по производству комплектующих для изготовления инновационной продукции, с учетом товаров-конкурентов. Следовательно, у каждого авиационного предприятия должна быть своя стратегия продвижения технически-сложной продукции на рынок за счет реализации бизнес-проекта, что приобретает сегодня особое значение в рамках глобальной стратегии развития промышленной кооперации, направленной на достижение долгосрочных задач и целей.

Цель разработки бизнес-плана – дать обоснованную, целостную, системную оценку перспектив развития предприятия.

Правительством РФ разработан макет бизнес-плана, который используется в основном при привлечении бюджетного финансирования в рамках практической реализации бизнес-плана. Потенциальному инвестору целесообразно использовать методические рекомендации по разработке бизнес-планов, согласно международным стандартам, в условиях глобальной конкурентной борьбы.

Основной принцип работы авиационного предприятия – это четкое и качественное выполнение заявок заказчиков, какой бы степени сложности они ни были.

Факторы, влияющие на развитие бизнес-планирования авиационных проектов:

1. Политические факторы. Развитие программы импортозамещения в РФ, в том числе самолетостроительной отрасли. Привлечение к поставкам агрегатов и систем самолетов, разработанных и собираемых на территории нашей страны.

2. Экономические факторы. Например, государство в проект создания регионального самолета МС-21 вложило порядка 75 млрд руб. В качестве поставщиков агрегатов и систем в рамках программы импортозамещения привлекаются отечественные предприятия.

3. Социокультурные факторы. Социокультурные изменения в самолетостроительной отрасли влекут увеличение количества производства самолетов и выход на мировой рынок. Соответственно, отечественная готовая продукция по качеству должна соответствовать мировым требованиям.

4. Технологические факторы. Современное производство должно включать использование высокотехнологичного оборудования, материалов, так как авиапродукция должна соответствовать требованиям заказчика согласно контракту.

Перспективы экологического энергосбережения

Латыпов Э.Р., Безобразова Е.А., Томилова В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Подушевая величина потребления энергии – один из показателей степени развитости общества. Чем большее количество энергии потребляет каждый отдельный индивидуум, тем большее количество отходов от источников энергии попадает в окружающую среду. Основными результатами загрязнения окружающей среды являются растущие отходные полигоны, парниковый эффект, озоновые дыры. Эти и другие факторы свидетельствуют о необходимости перехода к альтернативным источникам энергии. К основным преимуществам их использования относятся уменьшение отрицательного влияния на экологию, сохранение запасов традиционных энергетических источников.

В качестве альтернативных источников сегодня рассматривают и активно изучают следующие:

1. Энергия солнца. Солнечное излучение никаким образом не оказывает негативного воздействия на экологию. Помимо этого, энергия солнца – источник возобновляемый. Метод получения этого вида энергии – солнечные электростанции.

2. Энергия ветра. Это тоже возобновляемый источник энергии. Для его использования не требуются большие финансовые затраты. Метод получения такого вида энергии – ветрогенераторы, ветряные мельницы, паруса.

3. Гидроэнергия. Это неиссякаемый источник энергии. Метод получения гидроэнергии – гидроэлектростанции.

4. Тепловая энергия недр Земли. Хоть использование данного вида энергии и дорогостоящее мероприятие, количество энергии, выделяемое планетой при остывании, во много раз больше, чем выделяемое ископаемыми источниками энергии. Метод использования – геотемальные электростанции.

Сегодня человечество серьезно задумалось о том, чтобы сохранить энергетический потенциал своей планеты и преумножить его. Еще более важная задача – экологичное энергосбережение. В разных странах данную проблему решают с помощью отдельных мероприятий: озеленение крыш домов, экологичное напольное покрытие и т.д. Но нельзя сказать, что эта задача решается комплексно. Поэтому проблема энергосбережения в непосредственной связи с экологией должна изучаться еще с начальной школы.

Утомляемость пилотов как проблема научного исследования

[1]Латышева В.В., [2]Сурина Э.И.
[1]МАИ, [2]Волга-Днепр, г. Москва, Россия

В системе управления рисками, связанными с утомляемостью (СУРУ), применяется многоуровневая стратегия обеспечения безопасности полетов, позволяющая управлять рисками, связанными с утомляемостью. Ее компонентом является непрерывный анализ фактических данных, позволяющий выявить риски, связанные с утомляемостью, разработать

и внедрить механизмы управления и мероприятия по снижению данных рисков, а также произвести оценку их эффективности. Данный подход включает как организационные, так и индивидуальные мероприятия по снижению рисков.

Изучаемая авторами проблемная ситуация состоит в том, что члены летных экипажей в процессе выполнения профессиональных обязанностей нередко подвергаются воздействию факторов, ведущих к появлению утомляемости и снижению безопасности полетов.

Данная проблема носит как практический, так и научный характер.

Научной целью исследования является конкретизация и систематизация совокупности факторов, приводящих к снижению работоспособности членов летных экипажей.

Практическая цель исследования заключается в подготовке рекомендаций для обоснования управленческих решений, направленных на создание в авиакомпаниях высокоэффективной социальной среды, ориентированной на повышение безопасности полетов.

Поскольку утомляемость обуславливается множеством причин, в научных исследованиях применяются различные способы её оценки. Наше исследование опирается на эмпирические данные, полученные методами, позволяющими изучить как субъективные оценки испытуемых, так и объективные характеристики их состояния.

Субъективные данные получены на основе анализа отчетов членов кабинных экипажей об утомляемости, самооценка в которых проводилась по шкале Эпворта и Каролинской шкале сонливости. Анкетный опрос проводился с целью выявления мнения членов летных экипажей по ключевым аспектам организации труда, ее влияния на повышение или снижение утомляемости. Респондентами (n=50) выступили командиры воздушного судна, вторые пилоты, бортрадисты, бортинженеры и штурманы одной из российских авиакомпаний. Целью интервью было получение экспертной оценки относительно влияния утомляемости на безопасность полетов.

Объективные параметры утомляемости получены на основе тестов работоспособности и мониторинга физического состояния пилотов методом актиграфии.

Оценка качества календарно-сетевого планирования при внедрении искусственных нейронных сетей в информационные системы управления проектами

[1]Майбородин А.Б., [2]Ломинаго О.Д.
[1]МАИ, [2]ОКБ Сухого, г. Москва, Россия

В настоящее время для планирования проектов по созданию новых образцов авиационной техники ведущие авиастроительные предприятия используют информационные системы управления проектами (ИСУП). Опыт внедрения и эксплуатации ИСУП в авиационной отрасли показывает высокую эффективность использования данного класса программного обеспечения в календарно-сетевом планировании разработки и сопровождения эксплуатации авиационной техники. Однако при использовании ИСУП для планирования проектов ОКР «стандартные» информационные системы не учитывают ряд особенностей, которые были исследованы и описаны авторами в предыдущих работах.

В результате проведенного анализа было предложено использование технологий нейросетевого программирования для повышения качества планирования проектов ОКР как дополнительного процесса в составе ИСУП. Искусственные нейронные сети (ИНС) широко используются для решения задач регрессии и классификации. Обзор предметной области показал, что точность прогнозирования с применением ИНС может достигать 98% и зависит от архитектуры и начальных параметров сети, а также от состава обучающей выборки, достаточного для определения коэффициентов регрессии. В начале обучения весовые коэффициенты ИНС инициируются случайными значениями. Как следствие, процесс обучения нейронных сетей с одинаковой конфигурацией на одинаковой выборке данных может дать различные результаты.

Для оценки итоговых показателей качества планирования с применением ИНС была разработана математическая модель. Данная модель позволяет оценить отклонения прогнозируемых показателей работ от действительных и учитывает характеристики, полученные в процессе обучения и эксплуатации, конкретной конфигурации нейронной сети.

Помимо этого, математическая модель включает коэффициенты, определяемые директивно с учетом требований к системе планирования, предъявляемых в конкретной организации (проекте).

Экспериментальная часть исследования предполагает использование данной математической модели для оценки качества календарно-сетевого планирования проектов ОКР экспертами и различными конфигурациями ИНС с целью дальнейшего выбора наилучшей альтернативы.

Предложенная математическая модель учитывает время, затраченное на планирование и обучение, что является важным показателем при выборе конфигурации и конкретного варианта программной реализации ИНС, а введенные весовые коэффициенты позволяют расширить область её применения.

Изучение специфических особенностей общенаучных лексических единиц в рамках подготовки к научно-технической конференции

Масютина Н.М., Яновская Г.С., Рогожина Л.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Приобретение навыков поиска, анализа и устного или письменного изложения научной информации, содержащейся в иноязычных источниках, происходит в процессе работы с литературой по специальности на изучаемом языке, реферировании и составлении презентаций. Особую актуальность в связи с этим приобретает изучение взаимодействия общенаучной лексики, которая составляет основу научного текста, а также служит для организации лексического состава и обеспечения связности научно-технических текстов. Терминологическая лексика, в свою очередь, в значительной мере формировалась путём переосмысления общеупотребительных слов. Но и обратный процесс перехода терминов в другие функциональные стили и литературный язык также имел место. При этом переходе семантическое содержание терминов может оставаться прежним или претерпевать те или иные изменения, особенно в различных контекстах.

Семантические и стилистические изменения общенаучных лексических единиц, которые с ними происходят в научно-технических текстах, оказывают влияние на их перевод. Особое внимание необходимо обратить на роль контекста в реализации значений общетехнической лексики и семантических изменений при переходе из общетехнической лексики в разряд терминологической.

Процесс перевода научно-технического текста требует знания соответствия термина и выражаемого им понятия, а также максимально точного определения границ семантического объема термина. Значения одноименных терминов могут иметь существенные расхождения в разных областях знания, что позволяет считать их многозначными единицами или же омонимами, в зависимости от степени близости связей и отношений в понятийном содержании.

Перенос значения при переходе слова из разряда общеупотребительной или общетехнической в терминологическую лексику можно наблюдать и на примере заимствованной лексики, в частности из древних языков. При этом имеет место процесс изменения синтаксической функции и значения.

При переводе следует также учитывать, что научный текст представляет собой сложное лингвистическое явление, в формировании которого участвуют как полнозначные лексические единицы, так и морфологические, и синтаксические, а также текстовые средства (межфразовые связи, макроструктуры).

Модели социальной политики предприятий

Матешук А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Наиболее распространённой парадигмой социального управления в российских компаниях на данный момент является социальная политика. Сущность социальной политики предприятия заключается в определении принципов и приоритетов, на основе которых

выстраиваются отношения между различными общностями, составляющими социальную структуру предприятия. Основным инструментом социальной политики являются целевые социальные программы. Функции социальной политики – стабилизация коллектива, привлечение и удержание квалифицированного персонала, стимулирование эффективного труда. Под влиянием социальной политики государства, в зависимости от масштаба предприятия, актуальности той или иной функции, использования определённых инструментов, складываются различные модели ее реализации. Изучение социальных отчётов российских компаний [www.rspp.ru], а также данные исследований на отдельных предприятиях позволяют сделать обобщение о сложившихся определённых моделях социальной политики: В частности, для градообразующих предприятий типичной является патерналистская модель. Партнёрская модель характерна для машиностроительных предприятий с недостаточно конкурентной заработной платой, реализующих механизм социального партнёрства, для привлечения и удержания квалифицированного персонала делающих ставку на социальный пакет и услуги собственной социальной инфраструктуры. В либеральной модели ставка делается на конкурентную зарплату и минимизацию социальных программ. Наибольший интерес, на наш взгляд, представляет собой солидаристская социальная политика новых компаний, развивающихся в высокотехнологичной IT-сфере, для которых характерны, наряду с конкурентной зарплатой, особое внимание к условиям производственной среды, здоровью сотрудников, создание комфорта на рабочих местах, гибкий график, стимулирование обучения и обеспечение внешних профессиональных коммуникаций, а также удержание персонала посредством выделения опционов. Всё это нацелено на высокопроизводительный труд, динамичное профессиональное развитие и самореализацию сотрудников таких компаний. Данная модель задает новые стандарты социальной политики на рынке труда в целом, что в конечном итоге должно повлиять на развитие и других моделей.

Преимущества и недостатки систем измерения результатов деятельности

Махиянов И.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Необходимость измерять эффективность функционирования компании существовала давно, однако в последние три десятилетия вопросы, связанные с разработкой сбалансированных систем измерения результатов деятельности, включающих как финансовые, так и нефинансовые показатели, приобрели особую актуальность. Практика показала, что традиционные финансовые показатели деятельности являются запаздывающими индикаторами, которые не учитывают стратегию и цели компании и в реалиях современной конкурентной экономики оказываются недостаточными.

В последние годы было разработано несколько сбалансированных систем измерения результатов деятельности. Однако их разнообразие и неточность перевода зарубежных источников информации затрудняют отечественным организациям выбор оптимальной системы. Понятие «performance» часто переводится как «эффективность», «результативность», «производительность», хотя корректным переводом является словосочетание «результаты деятельности», как это установлено стандартом ГОСТ Р ИСО 9000–2015. Также в научной среде отсутствует единое определение понятий «результаты деятельности» и «измерение результатов деятельности», что ограничивает возможности обобщения и сопоставления исследований в этой области.

Тем не менее, понимание того, каким критериям должно соответствовать измерение результатов деятельности в организации, существует. Данные критерии нашли свое отражение в стандарте ISO 9004:2018. В исследовании подробно рассмотрен раздел 10 данного документа и выделены основные рекомендации для системы измерения результатов деятельности.

С использованием этих рекомендаций в качестве критериев проанализированы четыре распространенные системы измерения результатов деятельности («Матрица измерения результатов деятельности», «Пирамида результатов деятельности», «Сбалансированная

система показателей», «Призма результатов деятельности»), определены их сильные и слабые стороны.

Проведенный анализ позволил проследить эволюцию этих систем и установить, что каждая из них привносила новаторские идеи и устраняла слабые стороны своих предшественниц. В то же время каждая из рассмотренных систем не лишена недостатков. Поэтому преждевременно и недальновидно считать, что проблема создания универсальной системы измерения, охватывающей все аспекты деятельности организации и предоставляющей руководителям и другим заинтересованным сторонам объективную информацию о функционировании бизнеса, успешно и окончательно решена.

ИСО как инструмент подготовки специалистов для предприятий аэрокосмической промышленности

Мезина Н.А., Адушева К.И., Еропкин А.М., Зубеева Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время в мире наблюдается тенденция обострения борьбы за квалифицированных специалистов. Ни для кого не секрет, что успешность любого предприятия зависит не только от существующей технической базы или стратегического плана, но и от людей, которые на нем работают.

Финансово-промышленные группы при оценке бизнеса качество менеджмента учитывают наравне со стоимостью имущества, оборудования, запасов. Соответственно, чем выше квалификация человеческих ресурсов предприятия, тем выше его стоимость.

Для производственных предприятий наукоемких и высокотехнологичных отраслей, к которым относятся предприятия аэрокосмической промышленности, проблема подбора персонала стоит особенно остро. Разрушение системы распределения выпускников вузов существенно подорвало обеспечение предприятий квалифицированными кадрами.

Решением данной проблемы может стать интегрированная система обучения, которая позволит иначе взглянуть на процесс взаимодействия производственных предприятий и университетов, готовящих специалистов для них.

Интегрированная система обучения должна охватить различные образовательные этапы, от профориентации до переподготовки.

Создание интегрированной системы обучения потребует отличного, от сегодняшнего, подходя к формированию всего образовательного процесса.

Главным при его построении должны стать требования предприятия к своим будущим сотрудникам, соответствию качества подготовки выпускников тем моделям компетенций, которые нужны промышленности.

Поэтому первое, что необходимо предпринять, это разработка отраслевых моделей компетенций выпускников вузов, которые будут формировать так называемую «ценность специалиста», рассматриваемую не в денежном выражении, а в перечне знаний, умений и навыков, которые, в свою очередь, необходимо записать в виде набора конечных результатов обучения различного уровня, которыми должен обладать выпускник, приходящий на работу на конкретное предприятие.

Немаловажной стороной внедрения такого подхода к построению образовательного процесса будет и рост заинтересованности предприятий в приеме учащихся на различные виды практик, начиная от ознакомительной и заканчивая преддипломной. А преподаватели учебных заведений смогут проходить на предприятиях стажировки в системе повышения квалификации, действующей во всех учебных заведениях.

Особенности формирования маршрутной сети авиакомпании

Меликян Л.М., Ермакова О.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Важнейшим и определяющим фактором повышения эффективности деятельности авиакомпании, определяемым современными тенденциями рынка авиаперевозок, является сеть маршрутов.

Авиакомпания вправе самостоятельно принимать решения об открытии новых направлений, увеличении количества рейсов по существующим направлениям авиаперевозок, расширении маршрутной сети из базовых аэропортов. Руководствоваться при этом необходимо критериями экономической эффективности, долгосрочными стратегиями авиакомпании и потребностями рынка в обеспечении авиадоступности отдельных регионов.

Формирование эффективной маршрутной сети авиакомпании требует учёта большого количества факторов внутреннего и внешнего характера, обеспечивающих её оптимальное функционирование.

Необходимо оценить размеры и ёмкость рынков различных направлений полётов, возможность выхода авиакомпании на эти рынки, проанализировать все возможные варианты сочетания параметров типов воздушных судов авиакомпании, общее количество маршрутов, количество пассажиров за определённый период времени, количество рейсов за тот же период, уровень прогнозируемых эксплуатационных затрат, время и расстояние полёта одного воздушного судна, его крейсерскую скорость, возможности достижения целевого значения коэффициента стыкуемости маршрутов.

Важнейшую роль в принятии решения о выборе рейса в сеть играет показатель рентабельности перевозок и его влияние на сетевой эффект в целом, что определяется уровнем затрат, цен и коммерческой загрузки, выражающейся в коэффициенте занятости кресел.

Таким образом, для формирования оптимальной маршрутной сети необходимо выполнить следующие действия:

• сформировать необходимые базы данных по спросу на авиаперевозки и перевозки альтернативными видами транспорта;

• распределить прогнозируемые объёмы перевозок по выбранным регионам;

• определить параметры, влияющие на объёмы и темпы роста объёмов перевозок на основе макроэкономических показателей выбранных регионов;

• провести экономическое моделирование эксплуатации выбранных маршрутов;

• определить условия и распределить пассажиропотоки по рейсам и расчётным интервалам пассажировместимости;

• рассчитать необходимое количество воздушных судов на основе заданных и рассчитанных экономических показателей.

Герундиальные конструкции в англоязычных авиационных текстах

Мельдианова А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Процесс глобализации приводит к появлению узкоспециальных текстов, которые отличаются как разнообразием лексического наполнения, так и многообразием грамматических структур. При этом необходимо отметить, что некоторые грамматические явления современного английского языка не имеют аналога в русском языке. В частности, современный английский язык отличается наличием сложных герундиальных конструкций, которые не характерны для русского языка. Это создаёт потребность адекватного и эквивалентного перевода англоязычных текстов авиационной отрасли, которые содержат в себе большое количество сложных причастных и герундиальных структур. Актуальность исследования заключается в том, что несмотря на наличие научных работ, посвящённых неличным формам английского глагола, данные формы и их комплексы до сих пор представляют большие трудности для людей, изучающих английских язык, и вызывают трудности при переводе. Целью статьи является анализ грамматических конструкций с герундием в текстах авиационной тематики и выявление способов их перевода с английского языка на русский.

Герундиальный комплекс представляет собой единое целое и включает в себя именную часть (местоимение в объектном или притяжательном падеже; существительное в общем или притяжательном падеже) и глагольную часть. В англоязычных авиационных текстах герундиальный оборот может выполнять функции подлежащего, дополнения, определения и обстоятельства и, как правило, переводится на русский язык сложноподчинённым

предложением. При этом наиболее частотными в изучаемых текстах являются герундиальные комплексы в позиции подлежащего. При переводе герундиальной конструкции местоимение или существительное, употребляемое с формой герундия, становится подлежащим, а сама герундиальная форма приобретает функцию сказуемого в придаточном предложении.

Проведенное исследование показало, что наибольшую трудность при переводе авиационных текстов с английского языка на русский вызывают герундиальные комплексы, в которых субъект выражен существительным, который может быть принят за сочетание существительного с причастием. Однако более углубленный анализ синтаксической структуры предложения, определение функции инговой формы, а также контекст позволяют точно определить частеречевую принадлежность рассматриваемой глагольной формы, что в свою очередь влияет на точность перевода.

Экономическая эффективность комплексного использования транспортной авиации

Мешанков Д.В., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Проводится организационно-экономический анализ использования самолетов транспортной авиации в различных целях применения. Двумя основными показателями эффективности можно считать транспортную эффективность и себестоимость в тонно-километрах или пассажирокилометрах, в зависимости от назначения воздушного судна. Расчет эффективности предусматривает учет рейсовой производительности, величины коммерческой загрузки, дальности полета, аэродинамических показателей, удельного топливного расхода и ряда других параметров. Для современных самолетов все большее значение имеет не только стоимость изготовления самого лайнера, двигателей, авионики и др. технических показателей, но и стоимость послепродажного обслуживания в процессе жизненного цикла изделия. Для повышения эффективности производства авиационной техники необходимо совершенствовать систему научной организации труда для увеличения производительности работы. Элементом внутрифирменного планирования является рост фондовооруженности труда на предприятиях авиационной промышленности. Необходимо добиваться снижения уровня материальных затрат на единицу транспортной продукции. Повышение эффективности состоит из комплексного решения производственно-технических, технологических, организационных, экономических, социальных задач.

Правительство РФ утвердило «Комплексный план модернизации и расширения магистральной инфраструктуры на период до 2024 г.», который позволит провести развитие транспортных коридоров «Север-Юг» и «Запад-Восток» для обеспечения экономической связанности территории России. Это позволит оптимизировать отечественную транспортную авиационную сеть и увеличит возможности комплексного использования транспортной авиации.

Литература:

1. Тихонов А.И., Сазонов А.А. Оценка перспектив развития мирового рынка гражданской авиации // Фундаментальные исследования. 2019. № 4. С. 114-120.

Применение инструмента контроллинга персонала на предприятиях российской авиационной промышленности

Михайлов А.А., Комова А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Контроллинг персонала является одним из наиболее эффективных инструментов, обеспечивающих максимальное достижение целей предприятий авиационной промышленности. Контроллинг персонала основан на инновационном подходе к управлению персоналом, при котором все трудовые процессы рассматриваются не по отдельности, а как единая система. Основными функциями здесь выступают: планирование, организация, учёт, анализ, бюджетирование, контроль и регулирование персонала [1]. При этом все они направлены на создание эффективной стратегии управления человеческими ресурсами.

Решаемые проблемы:

• отсутствие четко прописанных стратегических и тактических целей и задач кадрового менеджмента;

• разобщённость структурных элементов системы управления персоналом;

• экономическая неустойчивость предприятия;

• отсутствие достоверной и полной информации о состоянии трудовых ресурсов у топ-менеджеров предприятия;

• несоответствие уровня конкурентоспособности персонала предприятия высококонкурентной среде отрасли.

Цель создания системы – формирование базы для принятия управленческих решений в области управления персоналом, способствующих достижению глобальных стратегических и оперативных целей организации [2].

Авиапредприятиям, принявшим решение внедрить данный инструмент, следует учесть информационную, контрольно-аналитическую, управленческую и ресурсную составляющие, а также выбрать наиболее привлекательный вариант его организации:

• собственными силами;

• передача функций контроллинга на аутсорсинг;

• совместно со стейкхолдерами [2].

Социально-экономическая эффективность контроллинга персонала заключается в укреплении бизнес-позиций и деловой репутации предприятий российской авиационной промышленности на отечественном и мировом рынках, снижении кадровых рисков и затрат на персонал.

Литература:

1. Маликова С.Г., Матвеев С.Г. Курс лекций по дисциплине «Контроллинг»: учеб. пособие для студентов факультета «Инженерный бизнес и менеджмент» — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 51 с.

2. Тихонов А.И., Михайлов А.А., Комова А.А. Организация системы контроллинга персонала на авиационном предприятии //Московский экономический журнал. 2019. №. 5.

3. Тихонов А.И., Михайлов А.А., Федотова М.А. Управление человеческими ресурсами: организационные и социально-экономические механизмы управления трудом работников предприятий аэрокосмической отрасли: учебное пособие. Ставрополь: Логос, 2019. 105 с.

Методы формирования отчётности предприятий по международным стандартам финансовой отчётности

Михайловская Н.М., Грачева Е.И., Лошакова А.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Сегодня в условиях цифровизации экономики становятся актуальными вопросы формирования отчетности предприятия по МСФО. Согласно ФЗ №208 от 27.07.2010, с 2012 года некоторые категории организаций обязаны предоставлять консолидированную отчетность по МСФО. Предприятия могут принимать решения о формировании отчетности по МСФО, однако по сей день остается требование вести бухгалтерскую отчетность по РСБУ.

Несмотря на сближение РСБУ и МСФО вследствие программы реформирования, между стандартами до сих пор имеются различия: отчетный период, валюта отчетности, а также преобладание форм и документального обоснования в российском учете над экономическим содержанием операций и профессионального суждения бухгалтера в МСФО. Также основные проблемы длительного периода адаптации российских предприятий к МСФО связаны с такими прочими экономическими факторами: дорогостоящими издержками на услуги аудиторов, затратами на переобучение кадров и др.

Существует множество способов сбора данных для формирования отчетности по МСФО, но ни один из них не является универсальным. Исследование выбора наиболее подходящего метода включает в себя несколько этапов.

На первом этапе рассматриваются основные методы составления отчетности по МСФО. В результате исследования выявлено, что существует множество способов перекладывания данных РСБУ на СФО, но в тоже время все эти способы сводятся к трем основным методам:

1. Табличная модель трансформации данных из РСБУ.
2. Транзакционная модель трансляции данных из РСБУ.
3. Независимый учет по МСФО.

Вторым этапом исследования проведен сравнительный анализ трех основных способов подготовки отчетности. Проведены исследования по практическому применению каждого из методов, их особенностям, преимуществам и недостаткам. Детальный анализ предоставленных моделей позволил сформулировать аналитические заключения и показать, что сами по себе модели не являются универсальным способом отражения данных из РСБУ по МСФО. Прежде чем выбрать тот или иной метод, каждая организация должна тщательно провести анализ потребности и ответить на основные вопросы:

1. С какой частотой необходимо составление отчетности.
2. Для каких целей формируется отчетность.
3. Кто будет являться основным пользователем отчетности.
4. Кто будет формировать отчетность.

В результате исследования выявлено, что сочетание методов при подготовке финансовой отчетности позволит использовать преимущества каждого из рассмотренных методов, а также минимизировать недостатки.

Экономический механизм организации производственной системы в обеспечении сервиса вертолётной техники, поставляемой на экспорт

Мокроусова А.И., Калачанов В.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Реализация новой концепции послепродажного обслуживания (ППО) вертолётов, основанной на внедрении сервисного контракта как комплексного предложения «продукт-услуга(и)», требует построения системы производства, соответствующей новому механизму взаимодействия их эксплуатантов и поставщиков интегральных решений. Центральным звеном преобразований производственной системы является проведение активной политики диверсификации. В общем русле прогрессивных организационно-экономических изменений отечественного авиапрома процессы диверсификации в вертолетостроении являются инструментом совершенствования различных направлений деятельности. В сфере разработки вертолётов высока потребность в формировании обновляемого полноформатного модельного ряда конкурентоспособных гражданских и военных образцов; в производстве – востребована высокая результативность рациональных пропорций продукции различного назначения с расширяющимися (по объёму, региональной принадлежности) целевыми сегментами рынка; диверсификация сервиса предусматривает формирование широкого спектра услуг, рассчитанных на заказчиков большого географического диапазона.

Учитывая современные тенденции глобального рынка, ориентиры внутринационального развития, растущую приоритетность ППО вертолётной техники как составляющей корпоративной доходности и новой бизнес-модели холдинга «Вертолёты России», в контексте управления жизненным циклом изделия к принципам организации производственной системы отнесены: полифункциональность; способность к наращиванию компетентного потенциала по производству прогрессивных образцов, комплексному восприятию и ответному реагированию на внешние вызовы; оперативная адаптация к расширению импортозамещения, гибкость к текущей организационной трансформации, в т.ч. корректировке моделей кооперации, и др.

Топология целевой структуры производственной системы должна обеспечивать эффективную реализацию взаимосвязанного комплекса бизнес-процессов изготовления вертолётов, совместимость с актуальными для конкретных инозаказчиков схемами интегрированной логистической поддержки их эксплуатации, функциональную интеграцию процессов современной сети сервисных центров. За счёт укрупнения контрактов снижается интенсивность потока заявок на сервис, производители получают возможность формировать более устойчивую программу производства расширенной номенклатуры, вырастает загрузка их мощностей, объём реализации и финансовая результативность деятельности.

«Марсианский бум» как доминирующий тренд в мировой практике освоения космического пространства

Назаров А.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

В современном мире наблюдается существенный подъем интереса научной и широкой общественности к вопросам состояния и дальнейшего освоения космоса, выдвигаются смелые научно обоснованные идеи и проекты дальнейшего проникновения людей в космическое пространство, заселения ряда планет, в частности Марса. Отличительная черта такой ситуации состоит в том, что эти проблемы все больше переходят в плоскость интересов частных компаний, намеренных осуществить межпланетные коммуникации на практике, используя современные научно-технические разработки и технологии, при этом не полагаясь на государственную поддержку и инвестиции.

Их главная аргументации состоит в определенном сходстве марсианского проекта с колонизацией Америки, когда впервые прибывший в нее корабль с европейцами воспринимался как своего рода чудо, а через два столетия уже тысячи кораблей ежегодно совершали рейсы через океан в обоих направлениях. У первых переселенцев была вера в Новый Свет и надежда на него, и с Марсом, уверены они, будет то же самое, даже если придется переделать всю планету Марс, чтобы она стала более похожей на Землю.

Однако скептики склонны видеть в такой готовности присущее бизнесу стремление к получению баснословной прибыли, а также недоучет условий человеческой жизни и деятельности на Марсе, которые до сих пор остаются мало изученными. Значительная часть экспертов склонна к идее апробирования существующего научно-технического потенциала сначала на Луне, создав на ней мощную промежуточную базу на пути к колонизации других планет, включая Марс.

Судя по широко разворачивающейся «лунной гонке», на первый план все же выходит идея колонизации и освоения Луны, как неотъемлемой части последующего марсианского проекта.

Лингводидактические особенности обучения профессионально-ориентированному иностранному языку студентов аэрокосмической отрасли

Неверова Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Современным подходом в обучении иностранному языку можно считать компетентностный подход, позволяющий студентам аэрокосмической отрасли успешно осуществлять учебную деятельность. Лингводидактика определяет главные закономерности педагогического подхода к процессу обучения иностранному языку в целях создания объективной научной базы. Одной из основных целей обучения иностранному языку является развитие коммуникативной компетенции. Поэтому студенты в авиационном вузе должны обладать следующими знаниями: иметь понятие о лексических единицах, различных терминах соответствующего направления подготовки; знать основы грамматики изучаемого языка; иметь представление о структуре и основах построения письменных и устных текстов в профессиональной сфере. Студенты в аэрокосмической отрасли должны уметь строить монолог, вести диалог на заданные темы, которые соответствуют их направлению профессиональной подготовки; уметь работать с аутентичными текстами, применяя при этом различные стратегии; представить пересказ прочитанного текста как в устной, так и в письменной форме, выразив при этом своё мнение, аргументировав его, дать оценку действиям, приведя ряд доказательств.

Особую важность имеет изучение специальной профессиональной терминологии, необходимой для выражения определённых понятий специальной сферы. Каждый профессиональный проект можно рассматривать как объект лингводидактического анализа для выявления его составляющих, определения их лингвопрофессинальной специфики, на основе которой у будущих специалистов должны быть сформированы навыки и умения для дальнейшей самостоятельной работы на иностранном языке.

Использование нейросетевых технологий в условиях цифровизации в авиационной отрасли

Нехрест-Бобкова А.А., Бурдина Е.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Авиация – одна из первых отраслей российской промышленности, где цифровые технологии стали использоваться уже на начальном этапе проектирования и производства новой техники.

На сегодняшний день инновационным направлением в машиностроении и робототехнике является производство беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Согласно прогнозам, данный рынок один из самых быстрорастущих и высокотехнологичных рынков в мире. Среднегодовой темп роста оценивается до 30%.

БПЛА постоянно эволюционируют: новые технологии и инвестиции в этот сегмент приводят к увеличению инновационных разработок в этой области. Отсюда возникла задача оптимизации использования различных технологий и материалов при производстве БПЛА с учетом экспертного мнения об использовании инновационных технологий и прогнозного спроса.

В современных условиях цифровизации экономики, когда используются огромные вычислительные мощности для решения различных производственных задач, большое внимание уделяется использованию нейросетевых технологий, которые применяются для прогнозирования различных экономических показателей.

В данном исследовании сравнивались различные архитектуры нейронных сетей по критерию точности прогнозирования. Были построены и произведены расчеты для сетей архитектуры типа Perceptron, Feed Forvard, Deep Residual Network для задачи прогнозирования цены БПЛА в зависимости от различных параметров: стоимости и количества материалов, цен конкурентов и спроса на продукцию. Обучение нейронных сетей производилось по историческим данным методом градиентного спуска, выраженного алгоритмом обратного распространения ошибки.

Интеграция отечественного опыта управления качеством в современные системы менеджмента

[1]Одиноков С.А., [2]Попков Д.В., [1]Васильев В.А.
[1]МАИ, [2]ММЗ «АВАНГАРД», г. Москва, Россия

В настоящее время решение вопросов управления качеством на предприятиях авиационной, космической и оборонной отрасли в наиболее комплексном виде осуществляется на основе применения международных стандартов ИСО серий 9000 и 9100. Основанные на современных принципах менеджмента качества, они устанавливают основные требования, необходимые для построения системы менеджмента качества (СМК), и предлагают рекомендации по особо важным аспектам деятельности в области управления качеством. Наличие единых подходов обеспечивает создание основы СМК. Для получения эффективной системы идет постоянный поиск новых методов и инструментов. Однако часто целесообразнее использовать уже проверенные подходы, в том числе на основе отечественного опыта в управлении качеством.

Стандарт ИСО 9001 делает акцент на улучшение процессов и обеспечение законодательных и нормативных требований для удовлетворения потребителей. Но, будучи первой системой качества в нашей стране, БИП (бездефектное изготовление продукции), была нацелена на изготовление продукции в соответствии с нормативно-технической документацией. Этого оказалось недостаточно. И для комплексной системы управления качеством продукции (КС УКП) были поставлены задачи производства продукции, соответствующей лучшим мировым достижениям и постоянного улучшения показателей качества выпускаемой продукции. Следует отметить предпринятую попытку найти критерий оценки качества труда всех работающих на предприятии. На его основе предполагался переход от оценки работы отдельного исполнителя к планомерному повышению качества работы коллектива и всего предприятия в целом. Характерной особенностью стало внедрение автоматизированных

систем управления качеством продукции, в том числе для планирования производства, оценки точности технологическими процессами, управления надежностью изделий и т.д.

Сегодня, с учетом степени развития информационных технологий, появилась необходимость встроить лучшие наработки в области качества в систему управления предприятием. Возможности автоматизированного получения, обработки и анализа данных позволяют иметь информацию о процессах на всех этапах жизненного цикла, контролировать и оценивать результаты работы персонала, рассчитывать затраты на качество и оценивать эффективность труда, обосновывать прогнозы и планы развития и многое другое. Следует сделать шаг для обеспечения интеграции СМК с системой управления производством и всем предприятием в целом в направлении построения интеллектуальных систем.

Компьютеризация процесса обучения как стратегия развития образования

Осьмина К.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В нашей стране на компьютеризацию повлияли ряд процессов экономического и социального характера. Практически во всех сферах жизни человека присутствует компьютер и, соответственно, компьютерные технологии. Компьютеризация стала рассматриваться как аспект модернизации общества и системы образования, в частности. Она изменила не только способы коммуникации людей в масштабах планеты, но и создала предпосылки для существенных изменений социальной культуры, социальных институтов и предопределила масштабы глобализации. Не секрет, что самыми активными пользователями, продвигающими процесс компьютеризации и делающими его широко распространенным, являются молодые люди в возрасте от 18 до 35 лет, как правило, образованные и имеющие доход.

Исследования показывают, что социальные и культурные последствия, которые приводят к изменениям в мышлении и жизни, возникают, когда более половины населения начинает использовать технологические инновации. Этот процесс уже произошел во многих странах. Однако компьютеризация может иметь и негативное влияние, например, компьютерную зависимость, уход в виртуальность, внедрение деструктивных идей в глобальном информационном мире. Борьба с этими процессами может проводиться с помощью продуманной социальной и культурной политики направленной на подрастающее активное поколение, путем предоставления ему возможность самоутвердиться и грамотно расставить жизненные приоритеты, а также с помощью международных общественных инициатив.

В связи с тем, что информации, находящейся в свободном доступе, становится все меньше, а доступ к ней продолжает расти в геометрической прогрессии, учебные заведения не могут сами по себе сохранить площадки для передачи определенного объема информации от «учителя к ученику» за фиксированный промежуток времени. Они должны пропагандировать лозунг «учение во имя учения», т.е. получение знаний и навыков, которые позволят в дальнейшем учиться всю жизнь. По словам футуриста Элвина Тоффлера, безграмотные 21 века – это не те, кто не умеет читать и писать, а те, кто не умеет учиться и переучиваться.

Образование должно предвидеть и удовлетворить потребности будущих поколений в их развитии; сформировать условия их адаптации. Решение этих противоречий тесно связано с процессом компьютеризации, без которого «прорыв в будущее» 21 века просто невозможен.

Реструктуризация – как элемент финансового оздоровления предприятия авиакосмической отрасли

Полищук Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Целью данной работы являлось изучение прикладного значения реструктуризации как элемента финансового оздоровления предприятия авиакосмической отрасли. Финансово-экономические аспекты реструктуризации связаны с глубоким анализом финансового состояния предприятия, организацией оптимального управления оборотными средствами, денежными потоками и себестоимостью продукции для оптимизации структуры

производимой продукции и услуг, управления ассортиментом в строгом соответствии с требованиями рынка.

К сожалению, российские авиационные производители уступают своим иностранным конкурентам по многим показателям. Технологические аспекты деятельности предприятия авиакосмического сектора в рамках реструктуризации включают изучение опыта передовых отечественных и зарубежных предприятий, целью которого является предоставление продукции и услуг в соответствии с требованиями рынка с минимальными затратами на модернизацию действующих и приобретение новых видов оборудования и оснастки.

В ходе исследования были выявлены проблемы:

• проектирование и производство воздушного судна в рамках заданной себестоимости;

• обеспечение уровня финансовых показателей эксплуатации воздушного судна в рамках заданных параметров;

• влияние длительности жизненного цикла воздушного судна на финансовые показатели эксплуатации.

Началом для процесса реструктуризации является изучение рынка, то есть маркетинговое исследование, позволяющее объективно оценить емкость и ценовые характеристики перспективной ниши рынка, эффективные и платежеспособные направления развития авиастроительного предприятия.

В результате реструктуризация охватывает все функции менеджмента авиакосмического предприятия, применяется как отдельными предприятиями, так и крупными интегрированными бизнес-группами. В рамках реструктуризации необходимо осуществить апгрейд кадровых, организационных, технологических, социальных и финансово-экономических аспектов деятельности рассматриваемого предприятия.

Реструктуризация как элемент финансового оздоровления предприятия авиакосмической отрасли особенно актуальна в условиях антикризисного управления и может рассматриваться как с точки зрения проработки и реализации мер по предотвращению кризиса, так и стратегического планирования мер, направленных на предотвращение кризиса.

Технология рекрутмента в авиационной компании

Половинкина М.Е., Агеев М.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Эффективность и качество работы всей компании в большой степени зависит от ее фундамента – персонала. Как правило, чтобы достичь желаемую цель, необходимо располагать правильными ресурсами. В любой организации такими ресурсами является персонал. Персонал – это все работники компании, выполняющие производственные и управленческие функции на основе трудового и гражданско-правового договора.

Рекрутмент (подбор и отбор персонала) – совокупность мероприятий для привлечения кандидатов, которые обладают необходимыми качествами, опытом, квалификацией, базой теоретических знаний для достижения поставленных целей организации. Выбор и использование технологии рекрумента влияет на результат работы всей компании.

Процесс подбора персонала, как правило, состоит из следующих этапов: появление потребности в персонале, анализ рынка рабочей силы, выдвижение требований к кандидату, заявка в отдел кадров, поиск внутри или вне компании. В итоге рассмотрения большинства используемых технологий подбора персонала выявлены наиболее распространенные элементы отбора: собеседование, мониторинг резюме, телефонное интервью, анкеты и тесты.

Авиационные компании несут глубокую ответственность, в том числе за человеческую жизнь. Поэтому к персоналу предъявляются повышенные и особенные требования. Как следствие, качество работы всей авиакомпании зависит от того, какие сотрудники в ней работают. В таких компаниях все сотрудники делятся на две категории: наземный персонал (техническое обслуживание, ремонт, продажа билетов и услуг) и летный персонал (бортпроводники, летный состав).

Технология рекрутмента для летного состава состоит из отклика на открытую вакансию, проверки документов и сдачи экзаменов (обучение на необходимый тип ВС). Лётный состав

– часть личного состава в авиации, которая имеющая специальную подготовку, непосредственно участвующая в полетах в качестве членов экипажа, предварительно прошедшая врачебно-летную комиссию. Для бортпроводников основным требованием является знание английского языка, так как обучение специальности происходит внутри компании. Для наземного и обслуживающего персонала привычна классическая технология подбора персонала: размещается вакансия, получение документов от кандидатов, собеседование, адаптация и приступление к работе.

Управление стрессом в профессиональной деятельности HR-менеджера предприятия аэрокосмической отрасли

[1]Пономарева Д.И., [2]Пономарева Е.А.
[1]МАИ, [2]МГПУ, г. Москва, Россия

Эффективное управление в сфере авиации и космонавтики в современных условиях возможно с опорой на внедрение инновационных практических технологий. В этой связи актуальным является повышение психологической компетентности HR-менеджеров на профильных предприятиях. В настоящее время проблематике стресс-менеджмента в организациях уделяется особое внимание [1]. Это обусловлено тем, что на фоне ускорения научно-технического прогресса управленческая деятельность любого уровня сопряжена с крайне интенсивным ритмом жизни, систематическими информационными, физическими и эмоциональными перегрузками. К числу основных стресс-факторов управленческого труда HR-менеджера предприятия аэрокосмической отрасли необходимо отнести следующие параметры: гиперответственность; полифункциональность управленческой деятельности; информационные факторы (конфиденциальность, когнитивные перегрузки); дефицит времени; деструктивные межличностные и производственные конфликты. К параметрам внешней среды управления относятся: макроэкономическая нестабильность; межотраслевая конкуренция на рынке труда; техногенные катастрофы; угроза информационной безопасности.

Следует отметить, что в течение некоторого времени переживаемый менеджером стресс может играть положительную роль, мобилизуя резервные возможности человеческого организма и психики. На этой стадии даже возможна повышенная работоспособность специалиста, особенно в кризисных ситуациях на производстве; в данном случае стресс выступает как элемент адаптации в сложных условиях труда. Однако если это состояние становится затяжным или же перманентным (дистресс), то в таких условиях неизбежно наступает фаза истощения.

Комплекс мероприятий по эффективному управлению стрессом должен включать обучение сотрудников приемам психологической антистрессовой саморегуляции; реализацию психотехник по преодолению эмоциональных перегрузок; применение психотехнологий коррекции профессионального выгорания; рефрейминг; групповые социально-психологические тренинги по формированию стрессоустойчивости в командном взаимодействии.

1. Пономарева Е.А., Пономарева Д.И. Психологические аспекты стресс-менеджмента в профессиональной деятельности педагогов высшей школы//Высшая школа: опыт, проблемы, перспективы. Материалы XI Международной научно-практической конференции. В 2-х частях. Науч. ред. В.И. Казаренков. Ч.1. – М.: РУДН, 2018. С. 408-411.

Анализ корпоративного обучения инженерного состава организаций авиационной отрасли

Почестнев А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В современных условиях человеческий капитал является ведущим фактором успеха авиационных организаций, и поэтому важно изучить вопрос об управлении данным капиталом. Одним из способов управления этим капиталом является корпоративное обучение за счет внутренних резервов. Оно позволяет сокращать расходы, лучше контролировать

процесс обучения и создавать программы, полностью учитывающие потребности предприятия.

Возникли некоторые вопросы, которые легли в основу исследования: системно ли проводится обучение персонала на авиационных предприятиях, действительно ли корпоративное обучение обладает преимуществами, нпо сравнению с обучением у внешних провайдеров?

Исследование проводилось на одном из предприятий указанной сферы. Изучались программы обучения инженерного состава, реализуемые в рамках корпоративного обучения и внешними провайдерами.

Для оценки качественных различий этих программ был использован структурно-функциональный подход. Оценка элементов обучения базировалась на данных анкетного опроса и интервью с руководством подразделений. В опросе принимало участие 68 слушателей. Исследование базировалось на анализе различий дескриптивных статистик по каждому параметру оценки программ обучения.

В процессе исследования организации обучения оказалось, что нарушены некоторые аспекты системности. Отсутствие общего видения целей обучения создает проблемы взаимодействия участников организационного процесса. Это привело к существованию непрозрачных и неэффективных процедур отбора заявок. При условии максимального расхода средств большинство нужных программ не попадают в план обучения. Также нарушена система обратной связи. Отзывы слушателей и руководителей цехов не фиксируются, не используются для оценки качества обучения и принятия решения о модификации программ.

При сравнении программ оказалось, что более сложные программы реализуются внешними провайдерами. Программы корпоративного обучения получили низкие оценки по параметрам: состояние помещений и раздаточных материалов, новизна и практичность информации, качество преподавания. Преподаватели внешних провайдеров используют наиболее эффективные методы обучения. В целом внешнее обучение было более высоко оценено, нежели внутрифирменное. Таким образом, в управлении человеческим капиталом концентрация только на корпоративном обучении не является оптимальной стратегией.

Особенности подготовки бизнес-презентации высокотехнологичных проектов

Просвирина Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Бизнес-презентация представляет собой рациональное деловое общение, преследующее цель сформировать у делового партнёра новые ценностные ориентации в профессиональной области деятельности.

Для бизнес-презентации высокотехнологичных проектов характерно использование всех основных видов управленческого воздействия: познавательного, убеждающего, эмоционального, внушающего.

Успешная презентация – залог будущих деловых отношений, новых инвесторов, новых клиентов, иначе говоря, залог успеха бизнеса.

Последовательность подготовки презентации включает в себя 9 основных шагов:

1. Чёткое формулирование цели выступления.
2. Построение ключевых идей (аргументов).
3. Построение логики презентации, составление плана.
4. Разработка алгоритма слайдов.
5. Адаптация содержания под конкретную аудиторию.
6. Подготовка доклада.
7. Сохранение динамики доклада.
8. Подготовка к возможным организационным и техническим неожиданностям.
9. Подготовка эффективной заключительной части, включающей основные тезисы.

Алгоритм подготовки презентации высокотехнологичного проекта перед инвестором включает в себя три этапа:

• детальную проработку собственного проекта плюс бизнес-план (на данном этапе важно владеть информацией о проекте и знать, как ответить на основные вопросы);

• подготовку к презентации: текст, визуальный ряд, раздаточные и сопроводительные материалы;

• непосредственно выступление с максимальным применением навыков ораторского мастерства, включающее: вступление (приветствие, представление, название проекта); основную часть (описание проекта, аргументы: почему вы, почему есть перспектива и так далее); расходы/доходы, предложение инвестору; заключение (призыв, благодарность, вопросы).

Таким образом, деловая презентация – это средство достижения поставленных целей. Эффективная презентация привлекает внимание, запоминается, стимулирует ответные действия, является своеобразным эталоном хорошо сбалансированного мероприятия.

Литература:

1. Просвирина Н.В., Тихонов А.И. Интегрированный подход в подготовке и развитии персонала на предприятиях авиационной отрасли // Финансовая экономика. 2018. №7. С. 202-205.

2. Семина А.П., Федотова М.А., Тихонов А.И. Цифровые технологии социальных и бизнес-коммуникаций // В сборнике: Шаг в будущее: искусственный интеллект и цифровая экономика. Революция в управлении: новая цифровая экономика или новый мир машин Материалы II Международного научного форума. Под общей редакцией П.В. Терелянского. 2018. С. 84-89.

Построение модели бизнес-процессов предприятия как инновационный подход к развитию научно-технического прогресса в России

Пушкарева М.Б., Долгая Д.А.

МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день развитие аэрокосмической отрасли России является одним из наиболее важных направлений научно-технического прогресса. Современный Авиационно-космический комплекс России представляет собой высокотехнологичную отрасль, обладающую высоким научно-техническим и производственным потенциалом и объединяет множество предприятий, в т.ч. крупные серийные заводы, научно-исследовательские институты и опытно-конструкторские бюро. На основе этих данных формируется представление о масштабах рассматриваемой области и возникает вопрос об организации управления данным комплексом.

Распоряжением Правительства №2227-р от 8 декабря 2011 г. была принята Стратегия инновационного развития Российской Федерации на период до 2020 года. Согласно ей, одним из основных условий перехода экономики на инновационный путь развития является повышение инновационной активности бизнеса. В связи с этим следует уделить особое внимание поиску инновационного подхода к системе управления Авиационно-космическим комплексом как в целом, так и на отдельных предприятиях. Одним из самых передовых и новых методов организации делопроизводства в компаниях является метод моделирования бизнес-процессов.

Рассматриваемый прием подразумевает детальный разбор любого рабочего процесса, представляет последовательность действий в виде бизнес-процессов и предполагает построение модели бизнес-процессов. Разработанная модель служит не только наглядным вспомогательным инструментом в обследовании системы делопроизводства и, впоследствии, обнаружении недочётов в технологиях, но и вспомогательной платформой поиска решений выявленных проблем. Созданная модель может существовать как в рамках одной организации, так и в качестве системы, объединяющей несколько предприятий, в том числе Авиационно-космического комплекса.

Предлагаемый путь решения проблемы модернизации промышленных предприятий является, на сегодняшний день, проверенным временем, малозатратным и универсальным

способом оптимизации не только производственных процессов организации, но всего рабочего потока.

Лингвистические основы интегрированной системы обучения иностранным языкам в высших технических учебных заведениях

Рогожина Л.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В современных условиях особое значение приобретает владение навыками поиска и исследования новой информации на иностранных языках, а также её эффективного использования в профессиональных целях. Выполнение подобных задач предполагает не только знание иностранных языков на достаточно высоком уровне, но и широкий спектр компетенций в рамках его применения для чтения и перевода специализированных тестов. Сочетание профессиональной и лингвистической направленностей является важнейшим условием обучения иностранному языку в рамках интегрированного подхода.

Представляется целесообразным разделить интегрированный подход на междисциплинарный и внутридисциплинарный (т.е. в рамках одной дисциплины, например, иностранный язык). Как отмечают исследователи проблемы, сама суть междисциплинарного подхода заключается в обучении иностранному языку в интеграции со специальными дисциплинами, что позволяет студенту овладевать дополнительными профессиональными компетенциями, благодаря использованию методик, учитывающих специфику основной специальности.

Особую актуальность в связи с этим приобретает отбор и структуризация языкового материала. Под языковым материалом подразумеваются не только необходимые языковые средства (корпус терминологической лексики, грамматические и лексические конструкции и обороты) и правила их употребления, но и специализированные тексты, которые предполагают приобретение навыков перевода и правильного использования таких конструкций, умения дать объяснение профессиональным терминам, передать и истолковать содержание статьи.

Особую важность при обучении специалистов разных отраслей приобретает дискурсивная компетенция, что предполагает создание определённых моделей ситуаций общения, которые могут помочь формированию навыков профессионального общения на иностранном языке. Большое значение имеет сопоставительный аспект интегрированного обучения, особенно в языковых вузах в рамках внутридисциплинарного подхода, что может способствовать более осознанному и эффективному изучению второго иностранного, а также родного языка.

Аудиовизуальные технологии в парадигме высшего образования: сегодня и завтра

Рыбакова Л.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Интегративные и интерактивные тенденции в лингвистике и лингводидактике становятся в методике обучения иностранным языкам более активными и широко применяемыми. Межкультурный консалтинг, сукцессивный и симультанный уровни аудирования, диалогическое и монологическое сообщение обеспечиваются и преподносятся новой волной методов, появившихся со стремительно развивающимся научно-техническим прогрессом. Значимость аудиовизуальных технологий компетентности указаны в ФГОС ВО, завершающих модернизацию ВГОС ВПО и ФГОС 3. В Программе повышения квалификации 2019 «Управление деятельностью вуза» отмечается необходимость применения электронных образовательных ресурсов при реализации и в соответствии с требованиями Федерального закона об образовании в РФ. Актуальность данной темы обуславливается грандиозно-масштабными инфраструктурными, технологическими, цифровыми проектами, о которых рассказывал Президент РФ В.В. Путин в ежегодном Послании к Федеральному собранию. Для их осуществления и проектирования нужны высококвалифицированные, конкурентоспособные на мировом рынке специалисты. В связи с поставленными задачами педагоги-новаторы России взяли на вооружение аудиовизуальные технологии, используя,

анализируя и совершенствуя зарубежный опыт Б. Хэммерсли, Д. Маккиллана, Л. Томпсона, и др.

Широко используется индивидуальная и тандемная компетенция. В частности, Артюшина Г.Г. и Шейпак О.А. называют основополагающим – подкаст.

Отечественные учёные дают свою классификацию подкастов для обучения иностранного языка. Интересна работа Дугарцыреновой В.А., в которой автор градирует их по статусу, авторскому составу, юридической платформе.

Неверова Н.В. и Рыбакова Л.В. размышляют и претворяют на практике информационно-коммуникативные технологии для мотивации и оптимизации учебного процесса.

Аудиовизуальные технологии прочно вошли в парадигму высшего образования, но нельзя забывать российские традиционные методы и здоровьесберегающие направления.

Основные тенденции развития системы организации производства в высокотехнологичных отраслях

Рызбаев Р.Р.

Финансовый университет, г. Москва, Россия

Система организации высокотехнологичного производства – это взаимосвязь компонентов и функций технологической системы разделения труда, в основе которой лежит кооперация различных производственных объединений в соответствии с производственной программой создания и выпуска высокотехнологичной продукции.

Под влиянием таких факторов, как глобализация, протекционистская политика, увеличение значимости компаний развивающихся стран, увеличение сложности управления цепочками поставок, разработка новых технологий, система организации производства находится в состоянии постоянной трансформации.

В результате анализа высокотехнологичных отраслей, основной задачей которых является создание продукта с высокой добавленной стоимостью, были выявлены следующие тенденции:

1. Интеграторы систем, узлов и компонентов сталкиваются с растущими инвестиционными потребностями. Данные инвестиции направлены по большей части как на органический, так и неорганический рост. Таким образом, интеграторы приобретают критически важные технологические компетенции для своего бизнеса.

2. Компании-интеграторы осуществляют непрерывный поиск и отбор лучших поставщиков, чьи компетенции дадут им возможность увеличить ценность своего продукта.

3. Цифровые функции продукта приобретают большую значимость. В связи с этим на рынке происходит изменение ролей компании. Разработчики ПО приобретают большую значимость в создании ценности нового продукта.

4. Крупные корпорации увеличивают уровень аутсорсинга и офшоринга, но при этом оставляют себе ключевые компетенции. Данный подход к организации производства позволяет сократить не только расходы компании, но и время разработки и производства продукции. Однако в связи с усилением политических и страновых рисков многие компании стремятся локализовать наиболее важные компетенции.

5. Интеграция отраслей способствует их росту и создает новые области роста. Компании, работающие в разных отраслях, активно взаимодействуют друг с другом, что способствует не только сокращению расходов, обмену ресурсами, но и приобретению абсолютно новых компетенций, позволяющих улучшить бизнес.

Представленные ключевые тенденции можно отнести к таким ключевым элементам компании, как структура расходов, финансирование, технологии, кооперация.

Любая компания, входящая в систему организации производства, имеет возможность изменять представленные ключевые элементы, тем самым видоизменяя систему организации производства.

Управление образовательно-карьерной траекторией команды

Семина А.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Команда – это группа людей, объединенная общими стремлениями, обладающая одинаковой мотивацией и интересами. Бизнес не стоит на месте и диктует новые условия. В современных компаниях все чаще стали задумываться о синергетическом эффекте при слаженной работе сотрудников подразделений. Каждый сотрудник занимает свою позицию, выполняет свою роль и имеет цели, которые должны совпадать со стратегическими целями организации. Авторы статьи говорят о «рынке команд». При классической схеме подбора на рынке рекрутеры могут подобрать одного кандидата либо несколько кандидатов, которые не знакомы между собою. Авторы стали задумываться о том, что сейчас появляется больше возможностей для приглашения на работу в компанию целой команды. Существуют преимущества и недостатки перехода команды из одной компании в другую. Преимуществом является то, что команда – это самостоятельная организация, членам которой нет необходимости тратить время на знакомство друг с другом и адаптацию друг к другу. В команде работа налажена, каждый выполняет свою роль. Недостатками перехода команд является, во-первых, кардинальная перемена в работе организации, которую организует данная команда, а во-вторых, адаптация команды к компании – это сложный процесс, связанный с финансовыми и временными затратами.

Образовательно-карьерная траектория команды – стратегия поведения команды на рынке труда, которая включает в себя полный жизненный цикл команды: формирование, срабатываемость, функционирование, развитие, реорганизация, расформирование.

Термин «команда» отличается от термина «группа». Команда – группа людей, коллег, в которой каждый из членов команды выполняет четко определенную роль, дополняет других. Команда имеет общие цели, стремления и интересы. Команда в отличие от группы обладает определенными свойствами: активность, производительность, целеустремленность, самоорганизованность, саморазвитие, самовосстановление. Одно из главных свойств команды – результат совместной работы сотрудников превышает результаты каждого из ее членов.

Литература:

1. Данакин Н.С., Федотова М.А., Шевырёв А.В. Проблемы и перспективы управления международными образовательными проектами // Миссия конфессий. 2018. №6 (33). С. 665-675.

2. Семина А.П., Федотова М.А., Тихонов А.И. Обучение персонала в современных компаниях: проблемы и новые направления // Московский экономический журнал. 2016. №3. С. 33.

Разработка методологии оценки стоимости жизненного цикла для гражданской вертолётной техники

Сикриер А.В., Исаева С.Ю., Замковой А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время стоимость жизненного цикла (СЖЦ) является важным критерием, учитываемым при принятии решения о покупке высокотехнологичного изделия.

Жизненный цикл (ЖЦ) – промежуток времени между появлением общей концепции продукта и утилизацией (конкретного экземпляра данного продукта).

ЖЦ вертолётной техники (ВТ) в среднем составляет 20-30 лет и в общем случае может включать в себя 4 основных стадии: определение технических требований и разработка продукта; производство; эксплуатация; списание и утилизация. Задача оценки СЖЦ гражданской вертолётной техники (ГВТ) является достаточно сложной.

В рамках исследования было рассмотрено несколько подходов к методологии оценки СЖЦ изделия, однако было выявлено, что они не могут быть применены к отечественной технике в полной мере.

Целью исследования является разработка методологии оценки СЖЦ для ГВТ, учитывающей особенности, свойственные российскому рынку.

Задачи:

• проанализировать существующий опыт оценки СЖЦ ГВТ;

• провести сравнительный анализ конкурентов отечественной легкой ГВТ;

• разработать единую методологию оценки СЖЦ ГВТ.

Оценка стоимости жизненного цикла – процесс экономического анализа, проводимого с целью определения стоимости всего или части ЖЦ продукта.

Было выявлено, что одной из наиболее значительных по стоимости и длительности стадий является период с начала ввода в эксплуатацию ВТ. Стоимость эксплуатации ВТ может быть оценена с точки зрения, как производителя, так и эксплуатанта. Производитель ВТ заинтересован в оценке эксплуатационных затрат, систематизации данных по стоимости эксплуатации и детализации затрат на эксплуатацию по статьям, чтобы иметь возможность оценить доходы от сервисной составляющей. В свою очередь, детализация эксплуатационных расходов по статьям затрат и оценка экономической эффективности эксплуатируемой ВТ позволяет эксплуатанту планировать свои затраты на весь период эксплуатации.

В рамках работы был проанализирован существующий опыт оценки СЖЦ ГВТ, проведен сравнительный анализ конкурентов отечественной легкой ГВТ и разработана единая методология оценки СЖЦ ГВТ.

Психосоциальные риски работников авиационно-промышленных предприятий

Смирнова Т.С., Михайлов А.А., Кузьминский А.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

Проблемы профессионального стресса принимают все большую значимость для специалистов по управлению персоналом. Серьезное воздействие на психическое и физическое благополучие работников авиационной промышленности оказывают факторы как внешнего, так и внутреннего характера. Для мотивации и удовлетворения работой необходимо создать определенные условия труда, снижающие уровень психосоциальных рисков и способствующие укреплению здоровья и повышению производительности. К психосоциальным рискам, свойственным работникам авиационной промышленности, можно отнести: однообразную работу, внедрение автоматизированных рабочих процессов, шум и вибрацию, статические нагрузки, запахи, освещение, климатические факторы, комбинированные экологические стрессоры, межролевые и межличностные конфликты.

Для снижения указанных факторов риска необходимо своевременно диагностировать психофизиологическое состояние работников и разрабатывать кадровую политику, способствующую формированию корпоративной культуры, улучшению охраны труда, укреплению здорового климата в коллективе и увеличению роста производительности труда, за счет введения профилактических или регулирующих мер по устранению профессиональных рисков.

Литература:

1. Михайлов А.А., Кузьминский А.Е., Смирнова Т.С. Проблема профессионального стресса работников промышленных предприятий // Московский экономический журнал №8. 2019.

2. Михайлов А.А., Кузьминский А.Е., Смирнова Т.С. Оценка профессиональных компетенций работников авиационной промышленности посредством методики KPI// Экономика и предпринимательство 2018. № 6 . С.946-949.

3. Михайлов А.А, Кузьминский А.Е., Смирнова Т.С., Перепечкин М.Е. Применение методики KPI при оценке профессиональных компетенций работников авиационной промышленности // 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2017». 20–24 ноября 2017 года. Москва. – Типография «Люксор». 2017. С.641-642.

4. Тихонов А.И., Воронцова Ю.В., Михайлов А.А., Федотова М.А. Экономика труда на предприятиях авиационной и ракетно-космической промышленности: учебное пособие. – Ставрополь: Логос. 2019. – 135 с.

Проблемы импортозамещения продукции в оборонной отрасли Российской Федерации

Суркова Е.В., Митанова А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

На фоне последних политических событий и ввода санкций против России в 2014 г. стратегия импортозамещения, направленная на устранение зависимости от внешних производителей, является наиболее актуальной. Зависимость России от импортных товаров наблюдается в производстве не только сырья и материалов, но и продукции оборонной отрасли.

В настоящее время потеряны технологии производства 36% видов материалов, из-за чего в отечественной военной технике иностранная элементная база составляет 65%. По этой причине производство элементной базы в России – очень дорогостоящая деятельность. Однако позиция руководства страны гласит, что Россия не должна зависеть от зарубежных поставок при выполнении оборонных заказов, одновременно не следует стремиться заместить весь импорт сразу. Для преодоления зависимости требуется осуществление интенсивного процесса импортозамещения, а это требует больших финансовых вложений, разработки инструментов государственной поддержки и регулирования всего процесса в целом. В настоящее время Правительство РФ подготовило 1665 проектов по импортозамещению в 18 отраслях промышленности. В России уже есть опыт успешного импортозамещения в оборонной отрасли. В 2018 г. НПО «Орион» полностью заместил комплектующие для танковых прицелов, которые ранее поставлялись из Франции.

Импортозамещение должно стать главной задачей экономической стратегии России на современном этапе, решение которой приведёт к развитию отечественного производства и устранению зависимости от внешних производителей.

Специальные мероприятия – основа эффективной коммуникации с целевыми аудиториями аэропортов

Тараненко А.В., Кушваха Х.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Значение специальных мероприятий для связей с общественностью трудно переоценить. Они благоприятно влияют на такие сферы жизни организации, как развитие партнёрских отношений, привлечение инвестиций (investor relations), отношения с органами государственной власти (government relations), благотворительность и спонсорство, формирование доброжелательных отношений с населением, СМИ и другими организациями и предприятиями, создание и развитие корпоративной культуры, её традиций, ритуалов и т.д.

К основным функциям специальных мероприятий можно отнести продвижение бренда, торговой марки за счёт запоминающегося события; повышение объёма продаж на долгосрочный период; яркое открытие продукта (презентация проекта, запуск нового продукта); создание информационного повода; формирование корпоративной культуры в компании, создание сплочённой команды сотрудников; формирование лояльных групп потребителей.

PR-подразделения современных российских аэропортов часто используют для привлечения внимания общественности следующие приёмы: рассылка пресс-релизов; распространение информации через социальные сети; проведение конкурсов и викторин среди пассажиров.

Так, дирекция по связям с общественностью Международного аэропорта Шереметьево использует различные виды специальных мероприятий. С января по сентябрь 2019 года в данном аэропорте было проведено 18 специальных мероприятий. В ходе анализа нами были определены следующие виды мероприятий: выставки, конкурсы, награждения, мероприятия для СМИ, пассажиров, верующих, социально-незащищенных слоёв населения, своих сотрудников.

Таким образом, аэропорт активно работает с целевыми аудиториями, систематически организуя для них различные специальные мероприятия.

Подобные мероприятия являются максимально выгодными для организаций, компаний, фирм, т.к. это один из наиболее эффективных инструментов PR-продвижения, результаты

которого являются реально измеримыми и способны ощутимо изменить коммуникативное пространство вокруг организации, её деятельности.

Оценка ключевых факторов, влияющих на динамику производства в аэрокосмической промышленности России

Тиньков С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Согласно новому отчету Teal Group и Aerodynamic Advisory, объем производства в мировой аэрокосмической промышленности по итогам 2017 года составил $ 838 млрд. Лидером является аэрокосмическая промышленность США, на ее долю приходится 49%. Эта доля увеличилась вследствие роста заказов на Lockheed Martin F-35 Lightning II и Boeing 787 Dreamliner.

Компании Airbus и Dassault Aviation, которые являются одними из крупнейших производителей, позволили Франции занять второе место (8% от мирового объема производства).

Третье место в мировой аэрокосмической промышленности (6% от мирового объема производства) заняли китайские компании, которые уверенно набирали обороты в предшествующие годы. Страна также имела самый большой торговый дефицит в аэрокосмической области.

Россия по результатам 2017 года занимала 6 место (3%) в мировом рейтинге аэрокосмического производства. Необходимо отметить, что в 2017 году аэрокосмическая промышленность показала рост в 8,9%, который наблюдался и за три предыдущих года. При этом уже в 2018 году, по ОКВЭД2, производство летательных аппаратов и соответствующего оборудования в России сократилось на 13,5%. Статистические данные за январь-август 2019 года свидетельствуют о негативной динамике в отрасли (оценка показателей производства по отношению к аналогичным месяцам 2018 года, спад почти на 50%).

Определение факторов, влияющих на такую динамику, построение стройной их структуры представляется актуальным направлением исследований. Факторы, влияющие на динамику производства в аэрокосмической промышленности, можно первоначально сгруппировать как внешние и внутренние. Понимание механизма влияния факторов позволяет разработать эффективные направления развития этого сектора промышленности.

Внутриорганизационные факторы конкурентоустойчивости предприятий авиационного двигателестроения

Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Конкурентоспособность авиационных двигателей зависит от реакции окружающей среды: чем больше у предприятия конкурентных преимуществ, тем больше возможностей для успешной деятельности на рынках. Конкурентные преимущества формируются во внутриорганизационной среде, что требует появления новых подходов к организации производства и управления. Создание механизмов внутриорганизационного взаимодействия способствует эффективному использованию производственных процессов, повышению производительности труда, снижению затрат и наилучшему использованию возможностей рынка. Выделяются пять составляющих конкурентоспособности: экономическая, коммерческая, техническая, юридическая и имиджевая. Внутренняя среда является источником силы организации, заключая в себе потенциал, который даёт возможность функционировать и развиваться. Игнорирование того, что от уровня внутриорганизационного взаимодействия, приводит к тому, что внутренняя среда становится источником проблем и снижения эффективности и конкурентоспособности.

Мы отстаём от мирового уровня в технологическом развитии научно-исследовательского, проектного и производственного секторов. Отсутствие стратегических систем управления и финансового менеджмента привели к тому, что общие издержки достигают 30% от себестоимости продукции. Проблемой является полное отсутствие методов и инструментов

управления устойчивостью развития авиастроительных предприятий в условиях нестабильной внешней среды. В условиях высокой неопределенности все более значимым для стабильного и согласованного развития становится поиск эффективных методов анализа и оценки окружения. Для обеспечения конкурентоустойчивости производства необходимо определить основные задачи, требующие комплексного решения:

1. Создание научно-технического задела по критическим технологиям.
2. Совершенствование и импортозамещение технических средств в целях обеспечения информационного суверенитета отрасли.
3. Модернизация структуры на основе осуществления полного производственного цикла.
4. Создание высокотехнологичного производства импортозамещающей продукции на основе повышения эффективности внутриорганизационного взаимодействия.

Литература:

1. Краев В.М., Тихонов А.И. Пути повышения конкурентоустойчивости предприятий авиационного двигателестроения // Монография. Ставрополь: ЛОГОС-2019. 202 с.

Организационно-экономические механизмы обеспечения устойчивости предприятий авиационной промышленности

Тихонова С.В., Калачанов В.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Для успешного развития производственных предприятий Объединенной авиастроительной корпорации (ОАК) необходимо разработать эффективные организационно-экономические механизмы, позволяющие им изменить концепцию адаптации к современным рыночным условиях на эффективный современный менеджмент. Такой переход возможен за счет активизации инновационной деятельности всей авиационной отрасли. Для лучшего распределения ресурсов необходимо оптимизировать систему бюджетирования предприятий. Предлагается модернизировать систему контроллинга, которая позволяет обеспечить достаточно стабильное функционирование предприятий. Традиционные инструменты управленческого контроля несовершенны, потому что не обеспечивают обратную связь от быстро меняющейся бизнес-среды к производству. В настоящее время большой проблемой также является недостаток конкретной информации или ее ненадежность для объективности управленческих решений. Проведенный экономический анализ выявил ряд новых возможностей для создания принципиально нового механизма управления, обеспечивающего качественный мониторинг показателей, характеризующих финансово-экономическую устойчивость организации. Представляется целесообразным разработать специфический алгоритм, который без сложных информационно-аналитических расчетов позволил бы принимать эффективные превентивные управленческие решения, в результате которых было бы обеспечено устойчивое функционирование предприятий с учетом их инновационной активности. Наиболее подходящим инструментом воздействия на финансовую устойчивость предприятия является сбалансированная система показателей, которая представляет собой интегрированную систему управления и переводит стратегию и тактику действий в определенный набор взаимосвязанных количественных и качественных показателей. Широкое внедрение управленческого механизма поможет сделать производственные организации ОАК более эффективными и управляемыми в осуществлении их основной деятельности.

Спортивная работа Московского авиационного института в системе социализации личности студента

Токарева Е.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Спорт и физическая культура в России представляет собой особый вид взаимодействия социальных субъектов и важную составляющую жизни человека, отражаясь в социальной активности и являясь формой использования свободного времени. Спорт для социальных субъектов входит в систему социокультурных ценностей личности, активного субъекта

социокультурной жизни. Эта деятельность влияет на развитие личности в выборе путей самоопределения и самоутверждения студента. Спортивная жизнь и спортивная активность включает широкий комплекс деятельности, реализуемой во всех социальных сферах Российского общества. В спортивную жизнь вовлечены государство, образование, семья и другие субъекты, выполняющие функцию социализации. Огромное внимание развитию спорта уделяет российская власть. На VIII Международном форуме «Россия – спортивная держава», прошедшем в Нижнем Новгороде 10.10. 2019 года, В.В. Путин предложил стимулировать работников-спортсменов, ввести ставки инструкторов спорта в штатное расписание коллективов и муниципальных образований. Физкультура и спорт – «Не норма жизни, а жизненная необходимость!» – заявил Президент. Спорт и физическая культура рассмотрены как факторы, способствующиеразвитию личности, приобщению к культуре спортсменов России. Значимую роль в развитии личности студентов осуществляют вузы. И МАИ – авангард этого движения, привлекающий студентов к участию в спортивной работе и физической культуре. МАИ – неизменный участник московских универсиад, призёр студенческих игр САО Москвы, призёр Московских студенческих спортивных игр среди вузов 1-й группы и абсолютного зачёта. Спортсмены МАИ участвуют в 50 видах программ Московских студенческих спортивных игр Москомспорта и МРО РССС. Известны спортивные победы МАИ. Среди них более шестидесяти олимпийских чемпионов, чемпионов мира и Европы. Команды по гребле, баскетболу, волейболу, гандболу, регби, туризму и отдельные спортсмены становились чемпионами СССР, России, победителями международных, российских, московских соревнований. И спортивная деятельность нашего института активно развивается.

Литература:

1. Бабанов И.В. Спорт как фактор социализации, особенности и механизмы, // Вестник РГГУ. Серия Философия, социология, искусство. М. 2014.
2. Мелешкова Н.А., Григорьева С.А., Мусохранов А.Ю. Ценности физической культуры как фактор формирования общекультурных компетенций // Перспективы науки. 2014. № 11.
3. https://www.1tv.ru/news/issue/2019-10-11/21:00#1.
4. mai.ru›content/people/?ID=7968&PAGEN_7=3.

Особенности обучения лётного состава авиационной терминологии на английском языке

Трембач Т.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Профессии пилотов, штурманов, диспетчеров и другие профессии авиасферы относятся к группе коммуникативной деятельности, представители которой не могут осуществлять свои служебные обязанности без умения вести четкую коммуникацию с необходимым персоналом в той или иной ситуации для принятия грамотного решения. Особенно остро стоит вопрос качества и эффективности коммуникации для авиаторов, работающих в сфере международных перевозок, где вероятность неправильных трактовок указаний на неродном языке может привести к неправильным действиям или ошибкам при реализации полученных команд или инструкций. Последствия недопонимания могут быть очень печальными и тяжёлыми.

Век глобализации затронул все сферы мирового сообщества, и авиация не исключение. Лётному составу как военной, так и гражданской авиации приходится участвовать в миролюбивых и благотворительных мероприятиях, доставлять грузы с товарами первой необходимости пострадавшему населению при бедствиях, вызванных природными стихиями, и эвакуировать и вывозить людей на территории не только своей страны, но и других государств.

В статье рассматривается необходимость владения профессиональным языком не только на родном, но и на английском языке для авиаспециалистов высокого уровня. Знание языка в современных условиях рассматривается как важный компонент повышения профессионализма и профессиональной компетенции. Приводятся примеры набора

стандартных фраз, которые используются в коммуникациях между летным составом и работниками обеспечивающих служб.

Особенности проведения профессионально-общественной аккредитации дополнительных профессиональных программ в сфере управления персоналом

[1]Федотова М.А., [2]Коновалова О.В.
[1]МАИ, [2]Финансовый университет, г. Москва, Россия

Решением Совета по профессиональным квалификациям в области управления персоналом утверждён регламент проведения профессионально-общественной аккредитации (ПОА) образовательных программ в сфере управления персоналом и начата апробация проекта по программам дополнительного профессионального образования (ДПО).

Экспертиза построена на семи критериях, которые выражаются в двадцати показателях для оценки программ дополнительного образования. В ходе исследования аккредитационных процедур были выявлены вопросы для дальнейшей проработки, в том числе:

1. Срок использования информации для проведения экспертизы. Текущее решение: использовать информацию за последние три года или с начала реализации программы. Вопрос: увеличение сроков при необходимости.
2. Стоимость независимой оценки квалификаций для аккредитованных программ. Текущее решение: практика нарабатывается. Вопрос: как может быть снижена или учтена в стоимости программы?
3. В ряде ситуаций может потребоваться дополнительная специальная экспертиза модулей/дисциплин (при проведении проверки по критерию соответствия заявленным трудовым функциям/действиям, компетенциям и результатам обучения). Текущее решение: нет практики. Вопрос: форма и процедуры привлечения дополнительных экспертов или получение дополнительной экспертизы по спорным и/или специфическим вопросам.
4. Список документов для запроса от аккредитуемой программе. Текущее решение: информация по запросу группы экспертов. Вопрос: утверждение перечня необходимых документов и форм справок для ДПО.
5. Сохранение заключение о ПОА при изменении содержания программы. Текущее решение: нет практики. Вопрос: в каких границах изменения ПОА сохраняется экспертное заключение.
6. Отклонение одного или нескольких показателей от порогового значения на 10-15%. Текущее решение: нет практики. Вопрос: насколько допустимо/критично по отдельным показателям.
7. Дополнительные возможности использования результатов ПОА. Текущее решение: нет практики. Вопрос: формирование рейтингов программ ДПО.
8. Состав экспертной группы. Текущее решение: учёт обязательных требований по процедуре. Вопрос: выделение классов экспертов в зависимости от специфики программ.

Инновационная деятельность как инструмент повышения эффективности функционирования предприятий аэрокосмического комплекса

Федулов В.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Одним из основных критериев оценки эффективности функционирования любой социально-экономической системы является анализ ее реакции на изменение внешней среды и условий протекания производственного процесса. Система, характеризующаяся функциональной гибкостью, высоким уровнем стратегического планирования и организационного менеджмента, а также обладающая значительным потенциалом и способная этот потенциал реализовывать, как правило, отвечает на внешний вызов условно позитивной реакцией, результатом которой становится оптимизация экономической деятельности и выход на заданные темпы роста.

Теоретические основы инновационной экономики – или экономики знаний – возникли ещё в начале двадцатого века, тем не менее, именно в начале века двадцать первого, на рубеже

тысячелетий, под влиянием ряда определяющих тенденций, прежде всего стремительного научно-технического прогресса, значение вышеуказанного типа стало ключевым в формировании соответствующих направлений экономической деятельности.

Сегодня инновационная деятельность представляет собой важнейший фактор, влияющий на уровень конкурентоспособности организации, как на отечественном, так и на мировом рынке. Однозначно положительным признаком подобной деятельности стала заинтересованность в ней всех экономических агентов.

Сложная и многогранная линейно-функциональная структура предприятий аэрокосмического комплекса ставит непростую задачу выбора эффективной стратегии инновационного развития. В основе формирования такой стратегии, как правило, лежит необходимость создания качественной критериальной модели анализа инновационной деятельности конкретного предприятия, фундаментом которой могут являться средние показатели по экономической отрасли в целом, показатели за прошлый период, прогнозируемые результаты, а также сравнимые значения у конкурирующих организаций.

Движение, возобновление и преобразование интеллектуального капитала являет собой непрерывный процесс, который характеризуется качественной динамикой и нуждается в постоянной координации со стороны менеджера.

Трудности перевода сложных аэрокосмических терминов с немецкого языка на русский

Федулова А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время в современном немецком языке ярко представлены две тенденции образования новых слов: сокращения и аббревиатуры, с одной стороны, и сложные слова, с другой. Сложные слова всегда являлись характерной чертой немецкого языка, передавая его специфику, красоту, лаконичность и логичность. Соединение нескольких корней (от одного до семи и даже более, например, Rindfleischetikettierungsüberwachungsaufgabenübertragungsgesetz) в одно сложное слово не только поражает воображение, но и создаёт определённые сложности при произношении для изучающих немецкий язык, и, особенно, представляет собой непростую задачу для переводчиков. Конечно, современный немецкий язык не является исключением, и, в связи с всемирной информатизацией, глобализацией и ускорением темпа жизни, также стремится к языковой экономии, заменяя сложные слова сокращениями или аббревиатурами, например, RflEttÜAÜG для вышеприведённого названия «закона о передаче обязанностей контроля маркировки говядины». При обсуждении темы целесообразности использования внедорожников при перемещении по городу немцы используют сегодня аббревиатуру SUV, заменив ею ранее использовавшиеся сложные слова Personenkraftwagen, Geländewagen.

Самой актуальной темой в Германии является в настоящее время защита окружающей среды. В первую очередь делается акцент на снижение выброса углекислого газа в атмосферу самолётами и автотранспортом. Переход на альтернативные источники энергии, электромобильность, начиная с электроскутеров до электроавтомобилей, водного и воздушного электротакси и даже электросамолётов, создают в языке новые сложные слова, которые пока ещё не зафиксированы в словарях. Так, согласно словарю duden.de, уже входят в словарь сложные слова, имеющие первой частью сокращение от Elektro – E-Mobilität и E-Auto. Однако слова E-Flugzeug, E-Taxi, E-Scooter пока в словаре не найдены.

В задачи данной работы входил поиск сложных слов – технических терминов, как новых, так и уже зафиксированных в словарях, а также сравнительно-сопоставительный анализ вариантов перевода данных терминов с немецкого языка на русский при помощи онлайн-переводчиков и онлайн-словарей.

Профориентация молодёжи для формирования кадрового потенциала предприятия ракетно-космической промышленности

[1]Фролов В.П., [1]Обручева Е.В., [2]Прохорова В.С.
[1]НПП «Квант», [2]МАИ, г. Москва, Россия

Глава Роскосмоса Дмитрий Рогозин заявил о кадровых проблемах и растрате конструкторского потенциала в отрасли, отметив, что необходимо воспитывать новое поколение инженеров и конструкторов [1].

АО «НПП «Квант», как и многие предприятия ракетно-космической отрасли, столкнулось с проблемой недостатка молодых кадров для сохранения потенциала и дальнейшего развития. В рамках создаваемой системы развития кадрового потенциала предприятия вопросы профессиональной ориентации молодежи, как части общей профессиональной подготовки молодых работников, являются для предприятия первостепенными.

Президент РФ призвал развивать профориентацию учащихся еще со школы [2]. В течение нескольких лет в отдельных подразделениях АО «НПП «Квант» использовался стандартный набор профориентационных мероприятий для школьников: презентация о предприятии, музейная экспозиция, экскурсия на производство.

В настоящее время формат профориентационных мероприятий расширен и предусматривает совместное участие не только предприятия и школ, но и вузов, представители которых знакомят школьников со своими учебными заведениями и конкретными направлениями подготовки, востребованными на предприятии.

Программа мероприятий включает проведение конференции школьников и студентов, направленной на активизацию интереса к предприятию у молодого поколения и дающей возможность учащимся школ и вузов проявить себя в профессиональной среде.

Целью конференции является выявление одарённых и заинтересованных учащихся.

К числу основных задач конференции относятся:

• консолидация усилий педагогов, учащихся и организации в развитии исследовательской и творческой деятельности;

• развитие у учащихся навыков публичного выступления, применение различных способов презентации результатов своего исследования;

• создание условий для профессионального самоопределения учащихся.

Позитивный опыт проведения сквозной профориентации был получен в АО «НПП «Квант» при участии студентов МАИ.

Литература:

1. Рогозин рассказал о кадровых проблемах в космической отрасли// РИА НОВОСТИ URL: https://ria.ru/20190210/1550655593.html (дата обращения: 16.10.2019).

2. Президент РФ призвал развивать профориентацию учащихся еще со школы// ТАСС URL: https://tass.ru/obschestvo/1907869 (дата обращения: 16.10.2019).

Особенности взаимодействия HR и PR департаментов для реализации задачи формировании бренда работодателя

[1]Хромова С.А., [2]Шевырев А.В.
[1]МАИ, [2]МАЭП, г. Москва, Россия

Тенденции развития современного рынка труда говорят о возрастающей необходимости более тесного взаимодействия HR и PR для наиболее эффективного привлечения лучших специалистов и построения сильного бренда работодателя компании. Рынок труда постепенно эволюционирует, и даже в России уже начинает уходить от доминирования работодателя к борьбе за соискателей, в том числе с помощью выстраивания собственного HR бренда и использования для этого маркетинговых идей и инструментов. Современным компаниям нужно быть во всеоружии – совмещать маркетинг, PR и HR стратегии для объемного и эффективного построения и поддержания своих брендов как работодателей и нахождения новых привлекательных идей и путей взаимодействия с потенциальными работниками.

С появлением новой задачи в виде привлечения и удержания специалистов из нового, нетипичного поколения Y, становится очевидно, что сфера взаимодействия PR, HR и

маркетинга увеличивается. Одними из отличительных черт поколения Y являются: интернет-активность, предпочтения онлайн-активностей, а также доверие не рекламе, а реальному опыту пользователя. Из этого можно сделать вывод, что для Y-поколения одной из ключевых граней формирования бренда работодателя станут реальные отзывы ваших текущих сотрудников в социальных медиа, их образы и позиционирование. Таким образом, нужны новые инструменты для создания определенного образа компании именно через своих работников и разработка новых технологий для этого, что наиболее остро поднимается вопрос о необходимости налаживания сотрудничества HR и PR в данной сфере. Коммуникационные стратегии, инструменты, акценты и шаги для каждой компании будут уникальными, но в общем случае обязательными будут следующие мероприятия:

1) Распределение HR и PR функций в управление HR брендом.

2) Мониторинг текущей активности сотрудников, касающейся работы в компании. Мониторинг конкурентов.

3) Опросы сотрудников о привлекательных и непривлекательных сторонах работы в компании.

4) Анализ конгруэнтности HR-бренда, выявление несоответствий позиционирования реальности.

5) Поиск мер, мероприятий и акцентов для улучшения реального опыта сотрудников.

6) Активности и акценты, которые повысят положительные отзывы и подтолкнут сотрудников писать про свою работу в положительном ключе.

7) Exit-интервью и минимизация негатива от бывших сотрудников.

Самостоятельная работа как необходимое условие развития автономии студента в рамках дисциплины «Иностранный язык» в техническом вузе

Чалова О.А.

МАИ, г. Москва, Россия

В условиях современного динамично развивающегося общества специалисты практически всех отраслей знаний испытывают потребность во владении иностранным языком. Он объективно является общественной ценностью, так как именно сегодня, как никогда, необходимо, чтобы специалисты, закончившие вузы, владели иностранными языками.

В курсе «Иностранный язык» для неязыковых вузов предлагается предусматривать целенаправленное формирование у обучаемых умений самообучения как задачу, не менее значимую, чем обучение иностранному языку как таковому. Настроить учащихся на самообучение, организацию своей деятельности и в конечном итоге на самоконтроль.

Чтобы выявить и проанализировать, какие умения сформированы у студентов первого курса, было проведено анкетирование, которое показало, что далеко не каждый первокурсник способен в полном объёме усвоить программу по иностранному языку за ограниченное количество часов.

Самостоятельная работа в неязыковом вузе играет важную роль в овладении иностранным языком, является неотъемлемой частью учебного процесса и направлена на: приобретение определённого уровня иноязычной коммуникативной компетенции; овладение техникой автономного обучения для поддержания и совершенствования достигнутого уровня владения иностранным языком.

В реальном учебном процессе по иностранному языку овладение иноязычной коммуникативной компетенцией и развитие способностей, необходимых для того, чтобы самостоятельно добывать знания, происходит одновременно. Практика показывает, что многие студенты-первокурсники не готовы к внеаудиторной самостоятельной работе по иностранному языку, т.е. не владеют в достаточной степени учебными навыками.

По мнению студентов, проблема организации самостоятельной работы должна решаться преподавателями. Учащиеся недостаточно серьёзно осознают важность и значение самостоятельной работы и, самое главное, не умеют самостоятельно планировать и принимать на себя ответственность за процесс и результат обучения.

Подводя итог сказанному, следует отметить, что самообучение иностранному языку имеет практическую направленность и при правильной и грамотной организации должно приносить желаемые и гарантированные результаты. Преподавателю необходимо ориентировать студентов на приобретение знаний, на способы их самостоятельного добывания в течение всего учебного года.

Применение инструментов бережливого производства для совершенствования деятельности Отдела НИРС МАИ

Черникова Е.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Практика использования принципов и методов бережливого производства хорошо зарекомендовала себя как в сфере производства, так и в сфере услуг. Рассмотрена эффективность применения инструментов бережливого производства в деятельности Отдела Научно-исследовательской работы студентов (Отдел НИРС) Московского авиационного института (МАИ).

Научно-исследовательская работа студентов (НИРС) представляет собой комплекс мероприятий, направленных на освоение студентами в процессе обучения по учебным планам и сверх них методов, приемов и навыков выполнения научно-исследовательских работ, развитие способностей к научному и техническому творчеству. Одна из основных функций Отдела НИРС – организация научно-исследовательской деятельности студентов МАИ

Эффективность от внедрения бережливого производства в деятельность Отдела НИРС заключается в сокращении потерь, связанных с простоями в движении документов, наличием перепроизводства и лишними действиями. Также бережливое производство способствует увеличению производительности труда.

Потери, связанные с ожиданием, вытекают из задержек в получении информации, зависимости от других сотрудников и проблем с выполнением смежных задач другими отделами. Данный вид потерь обусловлен тем, что работа может затеряться, быть не обработанной в срок по причине отсутствия сотрудника на рабочем месте или его загруженности работой.

При применении инструментов бережливого производства снижается процент потери работы из-за невнимательности, так как отсутствуют лишние предметы и все находится на своих местах. Правильно организованное рабочее место способно повысить собранность сотрудника на 5 – 15%.

Потери, связанные с движением документов, состоят из потерь, связанных с прерыванием на ручную передачу документов. Внедрение электронного документооборота может сэкономить от 90 до 180 минут рабочего времени в день.

Потери, связанные с лишними запасами расходных материалов, исчисляются потерями денежных средств при заказах слишком большого, не используемого количества материалов. Планируемый процент сокращения заказа канцелярских принадлежностей равен 40%.

Данные мероприятия оказывают положительное влияние на всю работу отдела НИРС. А работа отдела – на всю систему научно-исследовательской работы студентов как в институте, так и в стране. Одной из главных целей данной системы является улучшение качества образования, которое определяется умениями и навыками молодого специалиста.

Анализ достижения результатов освоения дисциплины «Иностранный язык» в МАИ

Чуксина О.В., Коротаева И.Э.
МАИ, г. Москва, Россия

Независимо от исходного уровня владения иностранным языком студентами, вузовский курс не должен быть повторением школьной программы. В техническом вузе ставится задача изучения иностранного языка для профессиональных, академических целей и делового общения. Разрабатываются авторские учебники, соответствующие сложившимся условиям обучения.

Однако студенты технических вузов не говорят свободно по-английски, хотя имеют позади многолетний опыт изучения иностранного языка в школе. Результаты проведенного в 2018 году анкетирования студентов на кафедре «Иностранные языки для аэрокосмических специальностей» подтверждают эту ситуацию и характеризуют мотивацию студентов к изучению иностранного языка в профессиональной сфере.

В опросе приняли участие 462 студента первого, второго и третьего курсов МАИ. По результатам анкетирования уровень владения английским языком у большинства студентов соответствует программным требованиям. Между тем почти треть студентов имеет низкий уровень, эти показатели не зависят от курса:

• Beginner – 12,1%;
• Elementary – 16,9%;
• Pre-Intermediate – 28,8%;
• Intermediate – 26,8%;
• Upper-Intermediate – 11,3%.

Как правило, отмечается владение иностранным языком на уровне понимания, то есть рецептивно. Студенты распределили аспекты языка по сложности, и устная речь представляет наибольшую сложность:

• Чтение – 12,6 %;
• Письмо – 30,1 %;
• Устная речь – 47%;
• Аудирование – 42,4 %;
• Лексика и грамматика – 55,6%.

Что касается мотивации к изучению иностранного языка, было выявлено следующее соотношение:

• General English – 64,7%;
•Aviation English – 45%;
• Business English – 24,5%;
• Academic English – 19,9%.

Согласно полученным данным, большинство студентов довольны качеством языковой подготовки в университете. Конструктивные пожелания заключались в формировании групп в соответствии с уровнем владения иностранным языком и проявлении индивидуального подхода. Вместе с тем студенты заинтересованы в улучшении практики устной речи в авиационной сфере и для учёбы за рубежом.

В заключение отметим, что задача повышения уровня владения иностранным языком студентами при сохранении профессиональной направленности обучения остается актуальной.

Влияние современных информационных технологий на мотивацию студентов при обучении иностранным языкам

Шейпак О.А., Артюшина Г.Г., Журбенко Н.Л.
МАИ, г. Москва, Россия

Информационные технологии стали естественной составляющей современной жизни. Компьютеризация охватила все сферы жизни человека. Сейчас у нас на кафедре учатся студенты, которые к 2025 году попадут в 75% работников на рынке труда, а выйдут на пенсию только в 2055-2060 годах. Это так называемое поколение миллениалов, которое характеризуется глубокой вовлечённостью в цифровые технологии. Именно поэтому для студентов, которым сейчас от 17 до 25 лет, любой процесс, который не использует информационные технологии, кажется странным и неестественным. Мы рассматриваем использование информационных технологий не как способ связи «учитель-ученик», а как актуальную необходимость изменения содержания обучения.

Цель нашего исследования – выявить влияние информационных технологий на мотивированность обучения профессионально-ориентированному ИЯ и последующее изменение содержания обучения, путём внедрения в учебный процесс мотивирующих

информационных технологий, которые можно использовать в процессе овладения различным видами речевой деятельности.

В результате анализа информационных технологий, которые используются в рамках процесса образования, нами выделены технологии, которые актуальны для ежедневного профессионально-ориентированного использования и развития навыков различных видов речевой деятельности в рамках обучения ИЯ и могли бы мотивировать студентов – это технология создания подкастов и технология машинного перевода. Были разработаны методики использования данных технологий в рамках обучения ИЯ и внедрены в педагогическую практику. В ходе опытного обучения оценивалось влияние использования данных технологий на мотивированность студентов к профессионально-ориентированному овладению ИЯ. Студенты делились своим видением процесса обучения в ходе анкетирования и интервьюирования. Для оценки накопленных данных, кроме статистических методов обработки, использовалась самооценка.

Литература:

1. Чалова О.А. Формирование лингвострановедческой компетенции в процессе профессиональной подготовки будущих инженеров средствами иностранного языка // Мир науки. Педагогика и психология, 2019 №1, https://mir-nauki.com/PDF/90PDMN119.pdf (доступ свободный). Загл. с экрана. Яз. рус., англ.

2. Рыбакова Л.В., Неверова Н.В., Белякова В.В., Иванова Г.А. Аудиовизуальные технологии изучения профессионально-ориентированного английского языка специалистов технических вузов. // М., Современное педагогическое образование.2019. №1. С.74 – 75.

Повышение эффективности лаборатории физико-механических испытаний Центра исследований и испытаний материалов ПАО «ОДК-Сатурн» за счёт подготовки лаборатории согласно стандарту ГОСТ ИСО/МЭК-17025

Ширяев Е.А., Заводов С.А., Коваленко Е.В.
ОДК-Сатурн, г. Рыбинск, Россия

На момент запуска проекта, направленного на сокращение времени исследований и аттестации применяемых и вновь разработанных материалов, снижение материальных затрат на проведение аттестационных работ на 30%, Центр исследований и испытаний материалов ПАО «ОДК-Сатурн» до получения аккредитации не мог предоставлять полученные результаты по физико-механическим свойствам материалов сторонним организациям, так как не имел заключения аккредитующего органа на право проведения испытаний проводимых по стандартным и нестандартным методикам, а также методикам, разработанным в лаборатории физико-механических испытаний ЦИИМ ПАО «ОДК-Сатурн». Это повлекло за собой необходимость подтверждения полученных свойств материалов в аккредитованной организации с проведением повторных испытаний с соответствующими дополнительными финансовыми расходами и значительными временными потерями.

Также перед реализацией проекта были выдвинуты дополнительные высокоуровневые требования: сократить объём исследований в сторонних аккредитованных организациях на 40%, сократить объём повторно изготавливаемых образцов на 40%, как следствие, снизить финансовые расходы, связанные с повторным проведением испытаний материалов и достичь значительного снижения временных затрат, влияющих на внедрение перспективных материалов в производственный цикл.

При реализации проекта были рассмотрены различные варианты достижения поставленных целей: самостоятельное проведение аккредитации, поиск альтернативных лабораторий (аутсорсинг), изменение логистики в перемещении образцов для физико-механических испытаний. При подробном анализе всех перечисленных вариантов реализации поставленных целей был выбран оптимальный вариант, который будет соответствовать всем заявленным требованиям.

Для получения комплексного представления процесса взаимодействия лаборатории ЦИИМ ПАО «ОДК-Сатурн» с подразделениями предприятия и со сторонними организациями была

построена схема взаимодействия, которая позволила выявить узкие места, влияющие на время и стоимость проведения аттестационных работ.

Дополнительно для успешной реализации проекта был проведён анализ рисков, влияющих на проведение работ, связанных с достижением поставленных целей, разработаны корректирующие мероприятия для минимизации влияния выявленных рисков на этапе анализа проекта.

Радиолюбительское движение АмГУ как элемент информационно-телекоммуникационных технологий в формировании профессиональных компетенций у студентов

Юрина В.Ю., Лебедев Г.А., Фролова Н.А.
АмГУ, г. Благовещенск, Россия

Амурский государственный университет реализует обучение по направлениям подготовки «Ракетные комплексы и космонавтика» и специальности «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов». Важным звеном в формировании профессиональных компетенций студентов данных направлений служит радиолюбительское движение, основной функцией которого является участие в радиопередаче и принятии сигналов, с целью повышения собственного мастерства, установления взаимных контактов и проведения технических исследований с научной и коммуникативной точки зрения. Радиолюбительское движение реализует Амурский центр управления полетами (АЦУП), который является научно-образовательным подразделением инженерно-физического факультета АмГУ. К основным задачам, решаемым в АЦУП, относят: организацию связи по радиолинии в диапазоне определенных частот, выделенных международными регламентами; формирование командно-программной информации и ее передачу на бортовую аппаратуру космического аппарата; обработку, систематизацию и интерпретацию получаемой информации; принятие, хранение и передачу сообщений между центрами управления полетами, участвующими в управлении малых космических аппаратов; выполнение научно-исследовательской работы в области космической аналоговой и цифровой связи и т.д.

Дополнительными показателями деятельности АЦУП являются регулярные выходы в эфир с космонавтами Международной космической станции (МКС). АЦУП завоевал большое количество дипломов, полученных на всероссийских и международных соревнованиях по радиосвязи с регионами мирового сообщества, что свидетельствует о высоком уровне подготовки студентов, начинающих свой путь в информационно-коммуникационных технологиях мировых масштабов. Одним из наиболее значимых мероприятий, проводимых а АЦУПе, является также участие в экспериментах команды «ARISS» (Amateur Radio on the International Space Station) при передаче изображений с борта МКС.

Таким образом, рассмотренные основные аспекты радиолюбительского движения АмГУ с точки зрения регионального и международного взаимодействия через средства радиолюбительской связи демонстрируют возможность формирования профессиональных компетенций у студентов инженерно-физического факультета в процессе обучения и закрепления их с теоретической и практической точек зрения.

Некоторые аспекты качественного обучения иностранным языкам

Яримака В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Понятие качества сопровождает нашу жизнь, независимо от сферы нашей деятельности. Качеством обладает каждый предмет, понятие, действие или система. Качество можно рассматривать как показатель или степень обладания хорошими или плохими характеристиками по сравнению с эталоном. Данное понятие не является однозначным, имеет социальную направленность, зависит от норм и правил, принятых в данном сообществе, и связано с культурным наследием общества. Качеству свойственно быть субъективным понятием. Каждый преподаватель подходит к пониманию успешности процесса, полагаясь на свои собственные идеи.

Цель данной работы – описать процесс обучения в аудитории, анализируя различные факторы, влияющие на эффективность данного процесса. Ключевым моментом данного исследования является рассмотрение деятельности участников, вовлечённых в обучающий процесс, с точки зрения процесса коммуникации (как люди обмениваются информацией), процесса познания (как люди учатся) и процесса управления личностью или коллективом. Качественное обучение характеризуется определёнными признаками – активностью преподавателей и студентов, не является постоянной величиной, стремится к усовершенствованию, должно быть эффективным и успешным, что определяется разработанными коэффициентами успешности. Изменившиеся условия жизни и появление нового поколения молодых людей, воспитанных на других моральных принципах, требуют от нас изменения нашего отношения к учебному процессу и, как следствие, поиску инновационных идей, отвечающих требованиям современного мира.

Алфавитный указатель

А

Абдулин Р.Р. 170
Авдеев И.М. 249
Авдюшкин А.Н. 178
Авруцкий В.В. 216
Агеев М.Н. 295
Адомавичюте М.Э. 25
Адушева К.И. 271, 287
Акименко В.Р. 9
Акимов В.Н. 134
Алдошкина Е.П. 271
Александров М.Н. 256
Александрова С.В. 82, 256
Александрова С.С. 178, 197, 238
Алексеев В.А. 136
Алексеева П.А. 256
Алексеенков А.С. 156
Алендарь А.Д. 37, 48
Алехина О.А. 257
Алешин Б.С. 98
Алпатов И.В. 53
Аминова Ф.Э. 79
Ананьев А.В. 171
Андрейчук П.О. 129
Андросович И.В. 38
Анисимова А.С. 184
Антипов А.А. 179
Антонов В.А. 153
Анурова О.М. 258
Аракчеев Д.В. 129
Ардатов К.В. 39
Арефьев Н.О. 45
Армашова-Тельник Г.С. 80
Армянинов А.А. 49
Аронов Д.И. 10
Артамонов Б.Л. 11, 27
Артемов Н.С. 81
Артемчук Н.В. 45, 51
Артюшина Г.Г. 312
Артющик В.Д. 259
Арувелли С.В. 11
Архипов А.Н. 66, 77
Асланов А.Р. 74
Астапов А.Н. 216
Аунг К.М. 39
Афанасьев В.А. 63
Афонина О.А. 273
Ахметжанов Р.В. 40
Ахметова Е.Р. 156

Б

Бабаевский П.Г. 242, 248
Бабайцев А.В. 250
Бабин С.В. 217
Баданов Н.А. 177
Баев А.Б. 125
Байков А.В. 70
Байков С.В. 87
Бактыбеков К.С. 110
Бакулин В.Н. 43, 48, 129
Балык В.М. 130, 132
Балыклейский Ф.В. 116
Банкожитенко Е.В. 259
Барабанов А.В. 12
Бардин Б.С. 178, 179
Барменков Е.Ю. 260, 262
Барсегян О.С. 180
Басова А.Н. 249
Басова В.П. 261
Батенин И.А. 68
Безобразова Е.А. 283
Беклемишев Н.Н. 237
Беклемищев Ф.С. 156, 172
Бекренев Н.В. 225
Белелюбский Б.Ф. 41
Беличенко М.В. 180, 206
Белозерова И.Н. 131
Белявский А.Е. 131, 133
Беляева Н.В. 41
Березко М.Э. 181
Бирлов И.А. 13
Бирюков В.И. 57
Бляхарский С.С. 42
Бляхарский Я.С. 42
Бобе Л.С. 129, 144, 148
Богатый А.В. 40
Богданов В.Н. 42
Бойков А.А. 218
Бойцов А.Г. 235
Болдырев А.В. 200
Большаков В.В. 157
Борзов В.И. 261
Борисенко И.В. 43
Борисов М.В. 147, 157
Борисова Е.В. 260, 262
Боровик И.А. 68
Боровик И.Н. 43, 69
Боровиков Д.А. 43, 44, 53
Бородин И.Д. 132
Борщев Н.О. 131, 133
Боталов М.О. 176
Брехов О.М. 81, 115
Бритвин Н.В. 116
Бубнов В.В. 263
Будзко В.И. 123
Будков А.С. 158
Будник А.А. 175
Булычев С.Н. 221
Бунтов М.Ю. 13
Бурдин С.С. 268
Бурдина А.А. 268
Бурдина Е.С. 293
Бурлаченко А.Г. 219
Буров А.А. 195
Бурханов Г.С. 41
Бушуев С.В. 61
Буякова С.П. 219
Быкадоров А.Н. 219
Быков Л.В. 45
Бычков Н.Г. 216

В

Вавилова Ж.А. 117
Вакульчук В.И. 130
Васильев В.А. 82, 256, 277, 293
Васильев Ф.В. 83
Ведищев А.С. 142
Веремеенко К.К. 81, 94
Верстаков А.В. 59
Виндекер А.В. 133

Виноградов Р.Е. 220
Власова С.В. 264
Волков А.М. 118
Волкова Е.Б. 264
Волков Д.А. 81
Вольский С.И. 108
Воронцов Т.П. 158
Воскресенский Д.И. 124
Ву Чонг Туан 83
Вэй Я.С. 181
Вятков В.В. 45

Г

Гавва Л.М. 14, 193
Гаврилов К.Ю. 122
Гавриш О.Н. 186
Галеев С.И. 182
Галиханов Н.К. 159
Галкин В.И. 238
Галкин Е.В. 220, 238
Галкина Е.Е. 273
Гамбург П.А. 14
Гардуньо Родригес Аарон 134
Гареев А.Р. 239
Гарнов С.С. 269
Гвоздева О.Н. 246
Гвоздкова Ю.Д. 182
Гданский Н.И. 175
Гемранова Е.А. 46
Геча В.Я. 227
Гинзбург И.Б. 118, 128
Гладун А.В. 183
Глазков В.С. 15
Глуховской Е.С. 46
Глушанкова В.И. 160
Голов Р.С. 265
Голованов К.С. 119
Головин А.С. 47
Гончаренко В.И. 171
Горбачев С.И. 182, 221
Горбунов М.С. 184
Гордеев С.В. 47
Гордеева М.И. 222
Горелов А.О. 83
Горелов Б.А. 267
Горлов В.М. 15
Горькова Н.В. 265
Горюнов Р.В. 161
Горяинов А.В. 184
Горяинов Д.В. 222, 234
Грач П.А. 272
Грачева Е.И. 290
Григорьев В.Г. 201
Григорян А.К. 118
Гришаева С.А. 266
Гришанина Т.В. 205
Гришин В.М. 83
Гришин Ю.А. 43, 48
Грунин А.Н. 37, 48
Грушин И.А. 242
Грызин С.В. 134
Губернаторов К.Н. 35
Гуркина Е.Д. 253
Гусаркин С.Н. 16
Гусев С.А. 273
Гусейнов А.Б. 139
Гуськов М.А. 156
Гущина О.А. 120
Гюльмагомедов Н.Х. 135

Д

Давыденко Л.В. 224
Давыдов А.В. 49, 65
Давыдов А.Д. 267
Давыдов С.А. 185
Данилевский А.А. 156
Данилов Е.А. 239
Дембицкий Н.Л. 84, 104
Демидов А.С. 203
Денисова В.С. 223
Денисова И.П. 186
Дзгоев Т.Р. 50
Дианова Е.В. 267
Диесперов Н.В. 186
Дмитриева Н.С. 85
Добычина Е.М. 120
Довгун Е.А. 39
Долгая Д.А. 298
Дормидонтов Н.Е. 50
Дубинина Н.М. 263
Дубинский М.О. 268
Дубравин Ю.А. 180
Дубровко А.Ю. 127
Дудина Д.А. 97
Дунич Е.А. 161
Дьяконов Г.А. 60
Дяченко С.А. 158, 162, 164

Е

Евков А.П. 85
Евстратов С.В. 131
Егоров А.В. 188
Егорова Е.К. 98, 110
Егорова Ю.Б. 224
Ежов А.Д. 45, 51
Елаков А.Б. 51
Елисеев А.Н. 149
Елкин А.С. 188
Еремин А.Г. 59
Ермаков И.С. 189
Ермакова Н.О. 176
Ермакова О.В. 269, 287
Ермохин Е.А. 86
Еропкин А.М. 269, 271, 287
Ерофеев Т.С. 64
Ерусланкин С.А. 136
Ефимов А.Г. 121
Ефимов Е.Н. 120
Ефимова Н.С. 87
Ефремов А.В. 9, 19
Ефремов Е.В. 9

Ж

Жарких Р.Н. 153
Жеребин А.М. 17
Жечев Е.С. 121
Жигулин И.Е. 87
Жилина И.Е. 136
Жихарев Л.А. 224
Жуков Д.М. 117
Жуков Е.Ю. 178
Жуков П.А. 88
Журавлев В.Н. 52
Журбенко Н.Л. 270, 312
Журбина Е.В. 237

З

Заболоцкий А.М. 114
Завалов О.А. 11
Заводов С.А. 313
Загаровский А.А. 189
Загидуллин Р.С. 147

Задачин А.В. 89
Зайцев В.В. 190
Замковой А.А. 301
Захаренко А.Б. 102
Захаров В.В. 225
Захарова Л.Ф. 271
Захваткин Я.В. 232, 244
Зверев Н.А. 190
Земсков А.В. 185, 190
Зинин А.В. 216
Зинин Ю.В. 253
Зинина А.И. 174
Зленко А.А. 191
Злобина И.В. 225
Зоан Х.К. 18
Зрячев С.А. 89
Зубеева Е.В. 269, 271, 287
Зязева Т.Ю. 18

И

Ивакин М.В. 166
Иваненко В.В. 137, 153
Иванов А.Е. 237
Иванов А.С. 163
Иванов И.Г. 56
Иванов Н.А. 226
Иванов С.В. 192
Ивлев Н.А. 137
Ивчин В.А. 30
Игнаткин Ю.М. 15, 26, 27, 36
Игнатов Н.А. 90
Игонин Д.М. 227
Иед Каисс 19
Изотов А.А 194
Ильин С.С. 52
Ильинская О.И. 52
Ильясов Р.И. 107
Ильяшенко Д.М. 162, 163
Ионов А.В. 44, 53, 68
Ипатов М.С. 54
Иргалеев И.Х. 19
Исаев Н.А. 272
Исаева С.Ю. 301

К

Кабанов А.С. 273
Казаков С.О. 164
Казанцев С.А. 235, 251
Кайбелева В.Р. 271
Калачанов В.Д. 91, 291, 305
Калашников А.И. 138
Калимуллина Э.Р. 282
Калиненко А.С. 267
Калошина М.Н. 267, 273
Каменев В.В. 32
Каменский И.В. 127
Каменский К.В. 122
Кан А.В. 123
Канев С.В. 47, 61
Каранэ М.М.С. 202
Каргаев М.В. 20
Карепин П.А. 274
Карпович Е.А. 21, 23
Карпухина Г.В. 227
Картушина Н.В. 275
Качайкина Е.С. 229
Кашелкин В.В. 203
Каширин Д.А. 54
Кипиченко Д.О. 21
Кирдяшкин В.В. 127
Кириенко А.А. 195
Кириллин А.В. 192
Кириллов В.Ю 100
Кириллов В.Ю. 88
Кирякин А.А. 227
Кишов Е.А. 228, 234
Кияшко В.С. 275
Клейменов П.И. 55
Клочков В.В. 276
Клягин В.А. 10
Князев А.А. 209
Князев М.И. 229
Князева Ю.А. 229
Князян Л.Е. 55
Ковалев К.Л. 85
Ковалев Ф.А. 138
Ковалевич М.В. 230
Коваленко Е.В. 313
Ковкута А.В. 193
Ковригин Е.А. 277
Козлов А.А. 57
Козлов А.В. 115
Козлов Н.А. 248
Козлов П.П. 233
Козловская Я.Д. 92
Кокорев С.М. 194
Колганов П.А. 194
Коломенцев А.И. 39, 41
Коломоец Е.Н. 278
Колосов А.С. 92
Колотуша А.В. 278
Комаров А.А. 67
Комова А.А. 289
Кондратьева С.Г. 124
Конкевич В.Ю. 230
Коновалова В.Г. 261
Коновалова О.В. 307
Коновалюк М.А. 125
Кононова И.С. 224
Константинов С.Г. 13
Конышева В.Ю. 93
Конюхов И.К. 139
Коняхин А.Е. 253
Коптев Д.С. 124
Корнилов В.А. 173
Коробков М.А. 93
Королёв С.Д. 32
Корольский В.В. 22
Коротаева И.Э. 311
Коротков Л.В. 195
Коротун В.Л. 279
Косенко И.И. 195
Косинский М.Ю. 174
Костелецкий В.П. 121
Котельников М.В. 140
Кочетков А.А. 129, 142, 144
Кошеварова А.А. 56
Кравцов Д.А. 57
Краев В.М. 280
Краснов О.М. 52
Краснянский Д.Е. 280
Кривилёв А.В. 161
Крылов А.А. 94
Крылова А.А. 281
Крыцин А.В. 162
Кубатина Е.П. 231
Кудрявцев А.В. 95
Кудрявцев Д.А. 22
Кудрявцева Н.С. 131
Кузнецов А.В. 11, 23
Кузнецов С.А. 189
Кузнецов Ю.В. 125
Кузьминский А.Е. 281, 302

Кукушкин Д.Ю. 232
Куликов С.Н. 95, 232
Кульков В.М. 140
Куприков М.Ю. 24, 29
Куприков Н.М. 24, 29
Куприянова Я.А. 141
Кургузов А.В. 57
Курицын Д.Н. 251
Курицына В.В. 235, 251
Куркин Е.И. 228, 232, 234, 244
Куркина Е.В. 141
Курмазенко Э.А. 142, 146
Кутейникова Е.Н. 165
Кушваха Х.Н. 303
Кущёв Н.П. 281

Л

Лавров Д.И. 244
Ладыко М.А. 59
Лазаренко Г.Ю. 41
Лазников Н.М. 25
Лалабеков В.И. 165
Ламтюгина А.В. 18, 59
Ларин С.Н. 89
Ласточкина В.В. 282
Латыпов Э.Р. 283
Латышева В.В. 283
Лебедев Г.А. 314
Лёвочкин П.С. 41
Ледянкин М.А. 195
Лельков К.С. 166
Ленковец А.С. 226
Леонтьев М.К. 65
Лиджиев А.А. 242
Лисейцев Н.К. 21
Лисов А.А. 184
Литуев Н.А. 166
Ловцов А.С. 60, 61, 210
Логинов М.Ю. 196
Лозован А.А. 226, 231, 233, 238
Ломинаго О.Д. 284
Лошакова А.А. 290
Лукьянов О.Е. 234
Лунев Е.М. 163
Лупачев Д.К. 22
Лысенков А.В. 197
Любинская Н.В. 60
Ляпин Н.А. 167
Ляховецкий М.А. 55

М

Мадеев С.В. 61
Мазлумян Г.С. 136
Майбородин А.Б. 284
Макарин М.А. 168
Макаров Ф.В. 246
Макашов А.А. 95
Макеев П.В. 13, 26, 36
Максимов Н.А. 96
Малинина Г.А. 223
Малышев В.В. 126
Мамкин Е.М. 162
Мандраков Е.С. 97
Мартиросов Д.С. 41, 46, 52, 70
Мартиросов М.И. 211
Марценюк Е.А. 278
Маскайкин В.А. 26
Масленников Е.С. 272
Масютина Н.М. 285
Матешук А.А. 285
Матяш Е.С. 206
Матяш И.С. 197
Махиянов И.М. 286
Мацаев А.А. 55, 68
Медведева Е.В. 197
Медведский А.Л. 211
Мезина Н.А. 269, 271, 287
Меликян Л.М. 287
Мельдианова А.В. 288
Мельников А.В. 61
Месснянкин С.Ю. 51
Мессинева Е.М. 143, 265, 275
Метечко Л.Б. 234
Мешанков Д.В. 289
Минин А.К. 53
Мировой Ю.А. 219
Мисников В.Е. 235
Митанова А.И. 303
Митрофанов С.Ю. 97
Михайлин И.С. 123
Михайлов А.А. 289, 302
Михайлов Н.А. 169
Михайловская Н.М. 290
Михеев В.В. 98
Мичкасов В.Е. 198
Могулкин А.И. 37
Моени Табатабаи Д.С. 235
Моисеев Д.В. 138
Мокрова М.И. 169
Мокроусова А.И. 291
Мокряков А.В. 98, 110
Молотков А.А. 199
Морозова Ж.А. 43
Морошкин Я.В. 35
Москаленко А.А. 99
Мун Гёхван 27
Мышелов Е.П. 274
Мьо З.А. 199
Мякочин А.С. 62, 70
Мясин Б.С. 194

Н

Надирадзе А.Б. 42
Назаренко И.П. 61
Назаров А.Д. 292
Назырова О.Р. 63
Наумов А.В. 200
Нгуен Динь То 124
Нгуен Т.В. 100
Нгуен Тхань Шон 63
Нгуен Х.Л. 236
Неверова Н.В. 292
Неделько Д.В. 195
Некрасов В.В. 101
Неретин Е.С. 158, 163, 172
Нестеренко В.Г. 39, 56, 64
Нестеренко И.И. 64
Нехрест-Бобкова А.А. 293
Нигматзянов В.В. 37
Никитенко И.А. 166
Никитин А.Д. 237
Никитин В.А. 76
Никитин П.В. 252
Никитин С.О. 27
Никитина Е.В. 245
Никитченко Ю.А. 22, 181
Никифоров В.А. 30
Николаев И.В. 65
Николаева Е.О. 115
Новиков А.Ю. 101
Носов Г.А. 143

Нужнов М.С. 125

О

Обручева Е.В. 309
Обухов В.А. 40
Овчарова П.А. 178
Овчинникова Е.В. 124
Одиноков С.А. 293
Окорокова Н.С. 72
Олейникова М.В. 91
Олотин С.В. 67
Ольдаев Е.В. 166
Орлов А.А. 237
Осикова К.С. 102
Остроухов Н.Н. 213
Осьмина К.С. 294

П

Павельчук М.В. 200
Павлов А.В. 144
Павлов Ю.С. 238
Падалко С.Н. 118, 128
Пак Сонги 201
Палтиевич А.Р. 238
Панина К.С. 239
Пантелеев А.В. 202
Пантюхин К.Н. 202
Парафесь С.Г. 133, 134, 141, 145
Пархаев В.А. 115
Пархаев Е.С. 31
Пасисниченко М.А. 186
Пастухов В.И. 70
Пашков В.С. 156
Пейсахович О.Д. 37
Пенкин С.С. 161
Перченок А.В. 72
Першин А.В. 216
Петров А.А. 223
Петров И.А. 240
Петров Р.А. 22
Петрова Е.Н. 66
Петросян Ш.Г. 103
Петухова О.С. 240
Печенюк В.С. 28
Пиндюрина М.О. 170
Платонов М.А. 145
Плешаков А.И. 49
Плохих А.П. 40
Подгузов В.А. 107
Подкорытов А.Н. 126
Подшибнев В.А. 170
Пожога О.З. 237
Позднякова В.Д. 227
Полетаев А.С. 103
Полищук М.В. 29
Полищук Н.В. 294
Половинкина М.Е. 295
Поляков С.В. 104
Полянский А.М. 225
Пономарева Д.И. 296
Пономарева Е.А. 296
Поняев Л.П. 24, 29
Попарецкий А.В. 55
Попков Д.В. 293
Попов В.А. 85
Попов В.Э. 203
Попов В.Ю. 203
Попов Г.А. 40
Попов Г.В. 66
Попов Ю.И. 28
Попова Е.А. 140
Попова Е.С. 104
Постников С.Е. 34
Потапова З.Е. 105
Почестнев А.А. 296
Преображенский Е.В. 220
Прищепов С.В. 233
Прокопенко Д.А. 30
Прокопенко Е.А. 146
Просвирина Н.В. 297
Просвирнин В.В. 41
Протасов В.И. 105
Прохорова В.С. 309
Прошкин В.Ю. 142, 146
Пугачев Ю.Н. 30
Пуриков А.В. 137
Пушкарев М.Д. 265
Пушкарева М.Б. 298

Р

Рабинский Л.Н 250
Равикович Ю.А. 66, 77
Разносчиков В.В. 74
Разумов Д.А. 126
Ратников М.О. 106
Рахматуллин Р.Р. 42
Ревина В.Д. 106
Ремизов А.Е. 45
Рогожина Л.А. 285, 299
Родников А.В. 204
Ромадова Е.Л. 59
Ромашова М.О. 69
Русанов Д.В. 107
Руснак В.И. 108
Русских С.В. 205
Рыбаков В.А. 186
Рыбаков К.А. 214
Рыбакова Л.В. 299
Рыбалко А.Г. 171
Рыбкина Н.М. 205
Рыжова Е.С. 188
Рызбаев Р.Р. 300
Рыхлов Н.В. 144

С

Савельев А.А. 206
Савельев А.С. 166, 172
Савостин Д.С. 229
Савченко К.А. 67
Садковская Н.Е. 103
Садыгов А.С. 206
Садыков О.Ф. 147
Саевец П.А. 67
Сажнев Е.С. 32
Салиенко Н.В. 248
Салмин П.А. 241
Сальников А.Ф. 66
Сальников Н.А. 129, 148
Самсонов К.Ю. 30
Самсонович С.Л. 157, 161, 165, 170
Сапронов Д.И. 127
Сапунова А.П. 200
Сафронова К.П. 134
Свинарева А.М. 149, 153
Сводин П.А. 62
Селиванов М.Ю. 61
Селиванова В.А. 172
Селиверстов С.Д. 68
Семенов С.А. 68
Семенчиков Н.В. 31
Семина А.П. 301
Сергеев М.Н. 69
Сергеева Н.И. 23, 31
Сергиевич Б.В 194
Сергиенко В.И. 25
Серебрянский С.А. 12
Серкин Ф.Б. 127
Серов М.М. 254

Серпичева Е.В. 218
Сечкина Н.С. 90
Сивков А.С. 137
Сизов А.А. 47
Сикриер А.В. 301
Силуянова М.В. 37, 38, 48, 50, 73, 280
Синявская Ю.А. 173
Сиротин Н.Н. 63
Ситникова О.Р. 207
Скачков А.Ф. 64
Скачкова Л.Н. 64
Скиданов С.Н. 13
Скляров Н.А. 110
Скоробогатых И.В. 199
Сладков В.Ю. 76
Слезов С.С. 242
Слепцов В.В. 232, 253
Слюсарев А.А. 242
Смагин Д.И. 18, 34
Смирнов К.К. 243
Смирнова Е.А. 240
Смирнова Т.С. 302
Смыков А.Ф. 244
Снастин М.В. 120
Снегирёв А.О. 220
Сова А.Н. 136, 150
Сое П.Т. 149
Соколов И.В. 175
Соколов М.Н. 150
Соколова П.Н. 80
Солод А.Г. 120
Сорокин А.Е. 131, 133, 234, 273
Сорокин Д.А. 108
Сперанский К.А. 220
Спирин И.В. 44
Спирина М.О. 228, 232, 244
Спица А.В. 151
Станкевич А.М. 109
Степанов В.В. 230, 245
Степанова А.С. 192
Степанский М.А. 15
Степушин А.С. 246
Стольников А.М. 74
Стратула Б.А. 208
Строгонова Л.Б. 134
Строкач Е.А. 69
Суворова А.А. 98, 110
Суворова Е.В. 72
Судукова К.А. 246
Сулейманов И.М. 70
Сунцев В.В. 113
Сурина Э.И. 283
Суркова Е.В. 303
Суровежко А.С. 70
Сухов Е.А. 208
Сыздыков А.Б. 110

Т

Табаков Е.В. 174
Талалаева П.И. 51
Тант А.М. 151
Тант З.Х. 250
Тараненко А.В. 303
Твердохлебова Е.М. 47
Тезиков С.Е. 44
Телешов В.О. 52
Терентьев В.В. 71
Терентьев М.Н. 95, 118, 128
Теряев Д.А. 247
Тимушев С.Ф. 72, 75
Тиньков С.А. 304
Титов П.В. 32
Титова А.С. 136
Тихонов А.В. 267
Тихонов А.И. 259, 280, 289, 304
Тихонов К.М. 156, 174
Тихонова С.В. 305
Тишков В.В. 174
Ткач В.В. 50
Ткаченко В.Ф. 55
Токарева Е.М. 305
Томашевич А.М. 247
Томилин Д.А. 210
Томилова В.А. 283
Топоров Н.Б. 32
Топорова М.И. 33
Трембач Т.Г. 306
Третьякова О.Н. 199, 209
Трофимов А.А. 9, 14, 34
Трошин А.И. 206
Тузиков С.А. 152
Тупицын А.В. 175
Туркин И.К. 145
Тюменцев Ю.В. 227
Тяглик А.С. 19
Тяглик М.С. 19

У

Уколова Л.Е. 257
Ульянов Д.В. 111
Урюпин И.В. 210
Устинов А.А. 248
Устинов М.В. 206
Устюгов Е.В. 149, 153
Ушкар М.Н. 253

Ф

Фам В.Т. 34
Фармаковская А.А. 72
Федоров А.В. 112
Федоров М.Ю. 203
Федосеев Г.А. 148
Федосеев С.Ю. 72
Федотова М.А. 307
Федулов В.И. 307
Федулова А.Н. 308
Фертиков А.О. 73
Фетисов А.Г. 143
Фирсанов В.В. 14, 18, 34, 236
Фирсов В.П. 74
Фирсюк С.О. 140
Фомин И.А. 248
Фоченков А.И. 175
Фролов А.А. 75
Фролов В.П. 309
Фролова Н.А. 314

Х

Хажибеков Р.Р. 112, 114
Хайруллина Л.Р. 75
Харитоненков А.И. 249
Харламов А.Н. 116
Хартов В.В. 47
Хартов С.А. 47, 61
Хмелевский А.Н. 42
Хмелевской И.А. 210
Хоанг Ву Тан 112
Холобцев Д.П. 66, 77
Холостова О.В. 207, 211
Холяков А.Е. 153
Хомутская О.В. 113

Хомченко А.В. 211
Хоперсков А.А. 140
Хорошилов 123
Хорошко А.Л. 249
Хорошко Л.Л. 249
Хромов А.С. 76
Хромова С.А. 309

Ц

Цырков А.В. 86
Цырков Г.А. 86, 104, 113

Ч

Чалова О.А. 310
Чверткин А.Г. 176
Чекин А.М. 212
Чекин А.Ю. 35
Чекина Е.А. 212
Челноков Ю.Н. 196
Челышев А.А. 209
Черкасова М.В. 37
Черненок Д.В. 229
Черникова Е.А. 311
Черникова Е.Б. 114
Чернова Т.А. 184
Черножукова А.А. 213
Черноморский А.И. 98
Чертыковцева В.О. 232, 244
Черыгова Е.Е. 200
Чжо З.Л. 232
Чжо Й.К. 250
Чжоу Жуи 154
Чуксина О.В. 311
Чумакова Е.В. 213
Чуфирин В.А. 158
Чэнь Болунь 76

Ш

Шагайда А.А. 61
Шакиров М.З. 195
Шаков Н.В. 59
Шалин А.В. 246
Шалкаускас А.П. 17
Шаповалов Ю.В. 115
Шаргаев Е.О. 250
Шарков А.А. 49
Шаронов А.В. 93, 96, 105
Шаталов И.К. 115
Шахов А.С. 77
Шахривар С.М. 251
Шевгунов Т.Я. 117, 120
Шевченко А.В. 146
Шевырев А.В. 309
Шейпак О.А. 312
Шемонаева Е.С. 252
Шереметова М.М. 152
Шинкарева А.И. 270
Ширяев Б.И. 55
Ширяев Е.А. 313
Шклярчук Ф.Н. 205
Шкуратенко А.А. 252
Шляпцева А.Д. 240
Шмырова А.В. 224
Шомов А.И. 26, 36

Щ

Щелыкалин М.Ю. 174
Щур П.А. 253

Ю

Юдин А.Д. 155
Юдин В.Н. 118
Юн С.У. 140
Юрина В.Ю. 314
Юрьев А.И. 177
Юсупов В.С. 41
Ющенко А.А. 214

Я

Ягудин Т.Г. 240, 253
Язовских А.Л. 25
Яковец М.А. 54
Яковлев А.А. 27
Якунин А.А. 33
Якушев А.А. 104
Яновская Г.С. 285
Яримака В.В. 314
Ярославский В.В. 101
Ярошенко А.С. 254
Яшков С.А. 146

18th International Conference
“Aviation and Cosmonautics – 2019”

Abstracts

Moscow, MAI
18-22 November, 2019

ISBN 978-5-4465-2537-9
УДК 629.7
ББК 39.5+39.6

18th International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2019”.
18-22 November, 2019. Moscow. Abstracts. – Printing house “Logotype”, 2019. – 605 p.

Abstracts, which were sent to Organizing Committee in electronic form, are included in digest.

The Conference is supported by the Russian Foundation for Basic Research (grant 19-08-20073).

© Moscow Aviation Institute
(National Research University), 2019

Organizer

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Organizing Committee

Prof. Yury Ravikovich, MAI vice-rector for scientific affairs, Chairman
Alexander Shemiakov, MAI vice-rector for strategy development, Co-chairman
Prof. Dean Vučinić, Vrije University Brussel, Co-chairman
Prof. Sherwood Christopher, Nanyang Technological University, Co-chairman
Prof. Ping Lu, University of San Diego, Co-chairman
Prof. Edward Crawley, Massachusetts Institute of Technology, Co-chairman
Prof. Franco Bernelli, Polytechnic University of Milan, Co-chairman
Prof. Kirill Sypalo, Central Aerohydrodynamic Institute, Co-chairman
Prof. Alexander Efremov, Dean of the MAI faculty No. 1 "Aircraft Engineering", Head of direction "Aviation Systems"
Veronika Monakhova, Director of the MAI Institute No. 2 "Power Installations of Aviation, Rocket and Space Systems", Head of direction "Power Installations of Aviation, Rocket and Space Systems"
Yury Sledkov, Director of MAI Institute No. 3 "Control Measuring and Computing Systems and Complexes and Onboard Power Generation", Head of direction "Control Measuring and Computing Systems and Complexes and Onboard Power Generation"
Vladimir Kirdyashkin, Director of MAI Institute No. 4 "Radioelectronics, Infocommunications and Information Security", Head of direction "Information and Telecommunication Technologies of Aviation, Rocket and Space Systems"
Prof. Oleg Alifanov, Head of the MAI department 601 "Space Systems and Rocket Engineering", Head of direction "Rocket and Space Systems"
Alexander Krivilev, Director of MAI Institute No. 7 "Robotics and Intelligent Systems", Head of direction "Robotics, Intelligent Systems and Aircraft Armament"
Sergey Krylov, Director of the MAI Institute No. 8 "Information Technology and Applied Mathematics", Head of direction "Mathematical Methods in Aerospace Science and Technology"
Alexander Bespalov, Director of the MAI Institute No. 11 "Material Science and Material Technology", Head of direction "New Materials and Production Technologies in the Areas of Aviation, Rocket and Space Technique"
Sergey Novikov, Director of the MAI Institute No. 5 "Business Engineering and Humanities", Head of direction "Economics and Management at Enterprises of Aerospace Complex"
Nadezhda Luneva, Deputy head of the MAI PR-department, Scientific secretary

Program Committee

Prof. Yury Ravikovich, MAI Vice-rector for scientific affairs, Chairman
Alexander Shemiakov, MAI Vice-rector for strategy development, Co-chairman
Prof. Dean Vučinić, Vrije University Brussel, Co-chairman
Prof. Sherwood Christopher, Nanyang Technological University, Co-chairman
Prof. Ping Lu, University of San Diego, Co-chairman
Prof. Edward Crawley, Massachusetts Institute of Technology, Co-chairman
Prof. Franco Bernelli, Polytechnic University of Milan, Co-chairman
Prof. Kirill Sypalo, Central Aerohydrodynamic Institute, Co-chairman
Andrey Zamkovoy, MAI Head of Scientific Programs and Projects Department
Prof. Alexander Efremov, Dean of the MAI faculty No. 1 "Aircraft Engineering"
Ivan Grushin, Deputy Director for Scientific Affairs of the MAI Institute No. 11 "Materials Science and Technology"
Aleksey Ionov, Deputy Director of the MAI Institute No. 2 "Aviation, Rocket Engines and Power Installation"
Konstantin Veremeenko, Head of the Research Department of the MAI Institute No. 3 "Control Measuring and Computing Systems and Complexes and Onboard Power Generation"
Vladimir Kirdyashkin, Director of the MAI Institute No. 4 "Radioelectronics, Infocommunications and Information Security",
Vladimir Zagovorchev, Head of the Research Department of the MAI Institute No. 6 "Aerospace Engineering"
Ilya Zakharov, Head of the Research Department of the MAI Institute No. 7 "Robotic and Intelligent Systems",
Andrey Kirillin, senior lecturer of the MAI Department "Technology of Testing and Operation"
Sergey Krylov, Director of the MAI Institute No. 8 "Information Technologies and Applied Mathematics"
Anastasia Semina, assistant of the MAI Department 512 "Personnel Management"
Svetlana Zubanova, Professor of the MAI Department I-11 "Foreign Language for Aerospace Specialties"

Dear colleagues!

I welcome you among the participants of the 18th International Conference “Aviation and Cosmonautics”. I am very pleased to meet you here at Moscow Aviation Institute, on the eve of the 90th anniversary of our university. The conference “Aviation and Cosmonautics” has long become a traditional and extremely important event in the agenda of professionals in the aerospace industry.

The world community pays serious attention to the development of aviation, space and related high-tech industries. Over the past century, aviation and space science and industry have given the world many discoveries, new ideas and innovative technologies. Our colleagues and we are facing ambitious and interesting tasks that we are already working on, and I am glad that today we have the opportunity to discuss our achievements and go on moving forward.

The conference “Aviation and Cosmonautics” is respected platform thanks to its participants: highly qualified specialists, honored scientists, young innovators, and talented leaders – competent and concerned professionals who shape the face of our industry, our country, its future. It is here that scientific discussions start the rapid development and growth of aerospace science and industry.

I am sure that the fruits of our joint work will contribute to the effective solution of the tasks facing the world scientific community, the development of high-tech production, as well as the development and strengthening of international scientific projects and relations. I wish all the participants and guests of the conference active and fruitful work, the introduction of new ideas and solutions!

Chairman of the Organizing Committee,
MAI Vice-rector for scientific affairs,
Yury Ravikovich

Content

1. AVIATION SYSTEMS..... 329

2. AVIATION AND ROCKET ENGINES AND POWER INSTALLATIONS 355

3. CONTROL MEASURING AND COMPUTING SYSTEMS AND COMPLEXES AND ONBOARD POWER GENERATION 392

4. ROCKET AND SPACE SYSTEMS..... 424

5. INFORMATION AND TELECOMMUNICATION TECHNOLOGY OF AVIATION, ROCKET AND SPACE SYSTEMS 435

6. ROBOTICS, INTELLIGENT SYSTEMS AND AIRCRAFT ARMAMENT 459

7. MATHEMATICAL METHODS IN AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY..... 478

8. NEW MATERIALS AND PRODUCTION TECHNOLOGY IN THE FIELD OF AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY..... 511

9. ECONOMICS AND MANAGEMENT AT ENTERPRISES OF AEROSPACE COMPLEX 546

INDEX..... 598

1. Aviation systems

Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities

Mbikayi Zoe, Efremov A.V., Efremov E.V.
MAI, Moscow, Russia

The controller based on the inverse dynamics principle considered in the paper requires a stable aircraft as a preliminary condition. Considering a MIMO system, the stability was provided by a gain matrix used in full states feedback. And it was calculated using the pole placement method.

After making sure that the aircraft was stable, the inverse dynamics of the closed loop system was computed. To achieve this, the MIMO system represented in state space form was taken in a square form such that the number of inputs was equal to the number of outputs, in order to avoid a mathematical singularity. The outputs chosen were the pitch, roll, yaw and climb rates. The system was then converted in a matrix of transfer functions, and each transfer function was inverted before putting them back together in a state space from.

The actuator dynamics were modeled as a first order system. And in the math model, the time delay was approximated as a third order system.

Because the numerators of the inverse dynamics were of orders greater than the denominators it was necessary to add a fifth order low pass filter to make the inverse dynamics proper.

The frequency of the filter was chosen by trial and error, as to be high enough not to affect the dynamics of the system, but not too high as to require non physical actuator rates.

Because the inverse dynamics did not allow to suppress turbulence and the influence of uncertainties in the knowledge of the vehicle dynamics, it was offered to add a reference model and its inverse in the controller.

The mathematical modeling of the pilot-aircraft system carried out with help of a pilot-structural model demonstrated the efficiency of the proposed solution in the improvement of tracking accuracy and suppression of effect of uncertainties.

The experimental investigations on the efficiency of the proposed controller were carried out on one of MAI ground based simulators. Here the pilot executed the pitch tracking task. The results demonstrated that the designed controller allowed to decrease the variance of error tracking up to 50% in comparison with the case when only feedbacks were used for improvement of flying qualities. Additionally it suppresses the effects of turbulence and uncertainties completely.

This work was supported by the Ministry of Education and Science of Russian Federation (project №9.7170.2017/8.9).

Multi-objective optimization approach covering two flight conditions for S-Duct inlets design

[1]Zeng Lifang, [1]Dingyi Pan, [1]Xueming Shao, [2]Guangjiong Chen
[1]Zhejiang University, Hangzhou, China
[2]Hangzhou Steam Turbine & Power Group Co. Ltd, Hang Zhou, China

Modern advanced aircrafts design should be mission oriented which covers a range of flight condition. In this paper, an optimization system covering two design points of S-duct inlets is put forward. The optimization approach in this report is a universal model, which can be applied to a mission oriented inlet design with more than two flight points.

A flush-mounted S-duct inlet used for high-subsonic aircrafts has been analyzed. Two coefficients, i.e., the total pressure recovery and the distortion DC60, are considered in the optimization system. Computational fluid dynamics (CFD) has been used for inlet design. In the optimization system, centreline shape and cross-section area are parameterized as the design variables. The Non-Uniform Rational B-Spline (NURBS) technique is used for automatically shape construction. Structured meshes are automatically generated for each optimization sample. The k-ω SST model is applied in the simulation of the inlet model. The Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II (NSGA-II) is utilized on the optimization model to get the optimal Pareto Front.

Both a single-design-point optimization (Mach=0.7) and a two-design-point (Mach=0.4, Mach=0.7) optimization cases have been put forward based on the optimization approach presented. Streamlines and contour maps comparison indicates low pressure areas are obviously shrunk by optimization. The secondary flow and vortex intensity at crosswise is effectively reduced after optimization. All the results comparison demonstrates that the suggested optimized shape efficaciously restricts the expanding of low energy flow and keeps relatively high total pressure recovery at both two flight conditions.

Determination of the mass-energy characteristics of the electrohydrostatic actuator of an aircraft in the early stages of designing a fly-by-wire control system

Akimenko V.R., Trofimov A.A.
MAI, Moscow, Russia

Currently, a promising direction in the development of the power part of the remote control system is to increase the level of electrification. The issue of the type of steering actuator is especially relevant when choosing the optimal architecture of a remote control system as part of the concept of a more electric aircraft in the early stages of designing a remote control system.

The aim of this work is to determine the mass-energy characteristics of the electrohydrostatic steering actuator of an airplane in the early stages of system design and to compare the data obtained with other types of actuators. This feature allows you to optimize the appearance of the remote control system by choosing the most suitable type of aircraft steering actuators.

This paper contains a developed methodology for determining the mass-energy characteristics of electrohydrostatic steering actuators, which includes collecting statistical data on the actuators of various types of aircraft presented by the actuator developers, calculating the mass of the main parts of the electrohydrostatic actuator, processing the data, deriving the mathematical dependence of the mass of the electrohydrostatic steering actuator of the airplane from its power.

The results of this technique can be applied in the early stages of designing a remote control system, when choosing the type of aircraft steering actuator and optimizing the architecture of the remote control system as part of the concept of a more electric aircraft. The final choice of the type of steering actuators can be made after a comprehensive analysis of the various types of steering actuators, the hydraulic system and the power supply system.

About the issue of efficiency criterion of reusable hypersonic cruise vehicle integrated thermal protection system

Aronov D.I., Klyagin V.A.
MAI, Moscow, Russia

Active development of hypersonic technologies makes it real to create reusable hypersonic cruise vehicles (hereinafter HCV) in nearby two decades. Their design will require the solution of thermal loading issue in consolidated setting. It means that the special integral system of thermal protection should be deployed on board HCV representing combination of passive thermal protective shields, active cooling lines, including usage of the fuel heatsink, thermoelectric generating devices and other possible prospective methods of HCV thermal loads decreasing.

Choosing of integrated thermal protection system (hereinafter ITPS) reasonable structure and technical parameters is connected with compromise decisions that have an impact on efficiency of system and HCV in general. Meanwhile some indicators must be chosen by which system efficiency will be found and decision will be taken on its necessary design. In case of several criteria multi-parameter optimization task of forming the ITPS design should be carried out.

Considering the ITPS is optimized as part of aircraft criteria have following features:

• All criteria are notionally divided into particular that define the efficiency of system elements and general which are related with HCV design parameters;

• Particular parameters describe transport abilities of ITPS elements to transfer heat from heated areas, their shielding properties against direct heating, and relative weight characteristics;

• General parameters are connected with overall HCV design and describe its layout efficiency and TA requirements implementation by aircraft;

• Two categories of criteria pass through multi-parameter optimization on different stages of ITPS development.

Based on these assumptions additive criterion with two components can be constructed where:

• First component is the combination of particular parameters of ITPS elements efficiency;

• Second component takes in account general criteria (ITPS and HCV weight for example).

For indicators estimation analytical models will be used representing linear equations mostly.

Experimental research of aerodynamic performance of rotorcraft variable models manufactured with the usage of additive technologies

Artamonov B.L., Zavalov O.A., Kuznetsov A.V.
MAI, Moscow, Russia

The paper describes the technology of design and manufacturing of variable wind-tunnel models of VTOL rotorcraft airframes. These models were created for experimental determination of rotorcraft aerodynamic performance and optimization of rotorcraft aerodynamic configuration by varying the shape of its parts. The wind-tunnel models were designed on the basis of the virtual models of aircraft surfaces. These virtual surface models were created by using the 3-D geometric computer simulation systems. The wind-tunnel models were manufactured with the use of various 3-D prototyping technologies on computer numerical control machines. The mentioned 3-D prototyping technologies also include additive technologies.

The experimental research of the models was performed in T1-MAI wind-tunnel for the following conditions: range of the angles of attack from -30˚ up to +30˚; range of yaw angles from -180˚ up to +180˚. The paper lists comparative aerodynamic performance of the different model configurations. The paper also gives an assessment of the impact of the variable model parts on the aerodynamic forces and moments, which emerge and act on the aircraft airframe in different flight modes.

Conclusions.

1. Computer technologies of 3D-design allow speeding up considerably the process of creation of variable wind-tunnel models of rotorcraft with different configurations.

2. The methods of 3D-printing additive technologies allow transitioning to a new type of structure of wind-tunnel models. This new type of structure provides the required precision of the surface shape reproduction as well as the required strength and stiffness of the models.

Precision aerial delivery system optimal design algorithm in the early stages of design

Aruvelli S.V.
MAI, Moscow, Russia

Nowadays ram-air parachutes are widely used in precision aerial delivery systems. The possibility of a controlled gliding flight and high maneuverability stand out parachutes of this type compared to others for accurate cargo delivery. However, the design of a wing-shaped parachute, along with a large number of design parameters used as variables in the process of finding the rational configuration of the system, makes the design procedure for parachute systems of this type difficult. In cases where high-performance characteristics and the minimum cost of parafoil are required, the problem of optimizing the system configuration becomes very important.

In this paper, an algorithm for determining the optimal configuration of a parafoil aerial delivery system in the early stages of the design was developed. The algorithm takes into account the most important design aspects and allows optimizing the system configuration through a multi-criteria statement of the optimization problem to find the optimal ratio of the system cost and the necessary gliding distance. The system configuration is specified by the minimum required number of parameters, and the decision space is limited by the necessary flight performance and stability parameters, as the most important design requirements. The fitness functions are the glide ratio and cost of materials for the manufacture of a parachute system, which allows us to estimate the maximum possible gliding distance and unit cost of a system, respectively. A multicriteria genetic algorithm is used as an optimization method, which allows generating the Pareto-optimal set of solutions for a given payload mass. Constraints set are handled using the tournament selection method. The resulting Pareto front makes it easier for designers to make decisions and find compromises between the given

optimality criteria for the required tactical and technical characteristics and limitations. The problem of determining the configuration of the system is solved by the all-at-once method, the optimization cycle converges to the required solution in a reasonable estimated time.

Geometric shaping of the nose of the aircraft in the conditions of design uncertainties

Barabanov A.V., Serebryanskiy S.A.
MAI, Moscow, Russia

Any new perspective aviation complex is created in the conditions of design uncertainties which are connected first of all with the new properties given to the aircraft. Trends of modern military aircraft dictate the growth of the limit speeds, reducing radar visibility and as a consequence improving the efficiency of RL-complex detection and guidance aircraft weapons.

One of the first stages of the internal design of the aircraft is the linking and shaping of the forward fuselage (LPF), which substantially determines the speed of the aircraft and characteristics of the radar station, which, as a rule, the aircraft is installed in the forward fuselage, also this element makes a significant contribution to the radar signature of the aircraft in the forward hemisphere, thereby determining the level of the basic characteristics of new generation aircraft. To ensure the performance of the radar nose is a radio-transparent fairing (RPO).

The boundary conditions for the formation of the aircraft's LPF are the aperture of the radar antenna and the angle of its installation on Board, the required configuration of the fairing wall, the thickness of the fairing wall, the requirement to dismantle the RPO, technological limitations and the presence of the cockpit (providing a view from the cockpit).

The main geometric parameters in the formation of RPO are-lengthening RPO, d-discriminant curve-forming and-the angle of inclination of the tangent to the curve-forming. The choice of these parameters will determine the shape of the longitudinal section of the RPO. In this case, the cross section can be made in the form of a body of rotation derived from the longitudinal section, and have a complex shape (if it is impossible to mate with the fuselage of the body of rotation), in the second case, the surface is already built on a grid of curves of transverse and longitudinal sections.

The main problem in the selection of geometric parameters is the search for rational values of parameters, d and, at which the required level of aerodynamic and radio technical characteristics is achieved. At the moment, there is no scientific and technical groundwork in terms of solving the complex problem of designing RPO from the point of view of the set of laws of aerodynamics, radio engineering and radar.

Improvement of the air management systems for the short-houl and medium-houl aircrafts

Birlov I.A., Skidanov S.N.
MAI, Moscow, Russia

Engine compressor is the traditional source of pressurized air for air management system of the aircraft. Air from the engine compressor has significant temperature and pressure level. For further using hot air needs preliminary cooling to the temperature that will ensure the safety of ambient equipment in the zones with hat air tubes. Preliminary cooling occurs in the preliminary heat exchanger that mainly is in the engine nacelle or pylon of the engine. Mentioned location of the heat exchanger imposes significant constrains on the construction on heat exchangers weight and overall dimensions parameters in order to safe aerodynamic surface and provide integration of environmental systems.

Heat exchanger calculation implements with mathematical model using will allow to process considerable volumes of the initial data representing parameters of the engine operation in all range of operation. The operating range is the permissible flight area presented in the coordinate axes “Outdoor Temperature” – “Flight altitude”.

The mathematical model allows you to process many variants of the heat exchanger design for each possible position of the aircraft in flight. Many design options are determined by the number and magnitude of the geometric and structural parameters of the heat exchanger and shall meet the existing limitations and technological capabilities of the potential manufacturer.

Calculation of the heat exchanger based on the allowable flight area of the aircraft allows you to fully determine the limitations of the air conditioning system at the design stage and, if possible, reduce them.

Modeling of unsteady flow around the aerodynamic profile of the blade on the mode of oblique blowing of the main rotor by URANS method

Buntov M.Y., Makeev P.V., Konstantinov S.G.
MAI, Moscow, Russia

In solving the problems of helicopter main rotor aerodynamics (MR) in vortex models stationary aerodynamic characteristics of airfoils obtained on the basis of wind tunnel tests at different fixed Mach numbers and angles of attack are usually used. At hover and at relatively low horizontal flight speeds with advancing ratio $\mu=V/\omega R<0.25$, stationary airfoil characteristics provide sufficient accuracy in calculating the aerodynamic characteristics of a rotor. However, with increasing flight speed, the asymmetry of the flow of the blade sections along the azimuth of a rotor increases significantly. The phenomena of dynamic stall and aerodynamic loads hysteresis in the blade sections are observed. There are effects of tightening the gap on the profile. Therefore, for reliable calculation here it is necessary to take into account the non-stationary characteristics of the profiles reflecting these phenomena. This paper presents the results of the calculation of the NACA-0012 profile in a flat formulation based on the CFD (computational fluid dynamics) method in the Ansys Fluent package, taking into account the peculiarities of its operation on MR helicopter. The joint unsteady flow around the profile in terms of velocity and angle of attack is simulated. The laws of time variation of the incoming flow velocity and the angle of attack obtained on the basis of the calculation of MR on the basis of a nonlinear vortex model are used. On the basis of the implemented approach, non-stationary characteristics of the profile can be determined taking into account the specifics of the MR operation. In the future, they can be used as part of a nonlinear vortex model in flight simulation with large numbers of ($\mu\geq0.25$).

Analytical survey of approach methods and experimental investigations of buckling problems of structurally-anisotropic aircraft panels made from composite materials

Gavva L.M., Firsanov V.V.
MAI, Moscow, Russia

A new design problem – the design to cost – is possible to be solved in combining the high-precision models and modern computer technologies and decreasing the test program amount. Aircraft composite structure design in the field of production technology is the outlook research trend.

The different approaches were analyzed to investigate the buckling problems of structurally-anisotropic panels made from composite materials. One considered the studies of foreign and Russian scientific schools from 2000 year to present time.

The classification and survey of the main directions of the buckling theory development of the structurally-anisotropic composite panels, the proposed mathematical models and equations are of the most interest. One considered the buckling problem statement, the buckling problem statement with thermal and mechanical loading, the buckling problem statement subject to production technology. The classification of the mathematical models, analytical methods to solve the buckling problems, numerical methods to solve the buckling problems, test investigations and results is presented in this review.

The buckling problems of a flat rectangular multilayer panel made from polymer fiber composite materials with the eccentric longitudinal and lateral stiffening set are considered. The buckling problems of a flat rectangular composite panel being anisotropic due to non-symmetric package structure over the thickness are also discussed. The panels are subjected to the distributed constant compressive and shear loading applied to the edges in the casing plane in the stationary temperature field. Boundary conditions at the contour are assumed to be of quite general type.

The mathematical model of a stiffening rib being torsioned under one-sided contact with the skin is refined. The aim of this study is the buckling problem statement and the analytical approaches to solve this problem in view of the non-uniform pre-critical stress state and production technology.

The buckling problem results in the boundary value problem when solving for the eighth order partial derivative equation in the rectangular field. The buckling problem statement and the proposed approaches to solve this problem are new and are of the interest from the design and manufacture of aircraft outlook specimen made from modern composite materials.

Determination of the mass-energy characteristics of the electromechanical actuator of an aircraft in the early stages of designing a fly-by-wire control system

Gamburg P.A., Trofimov A.A.
MAI, Moscow, Russia

Modern aviation is gradually moving to the concept of a more electric aircraft. This concept involves the replacement of hydraulic, pneumatic and other units with electric ones to reduce the weight of the aircraft.

This study is devoted to determining the mass-energy characteristics of an electromechanical actuator of fly-by-wire control system. Having the opportunity to use a similar characteristic in the early stages of designing a fly-by-wire control system for promising non-maneuverable aircraft, the developer can predict the mass-energy characteristics of the system he develops. This paper discusses ways to optimize the development process.

In this work, an electromechanical actuator was calculated, which shows the mass characteristics of each element that is part of the actuator.

Also in this work, a mathematical relationship between the mass of electromechanical actuators and their energy characteristics was revealed. The basis for determining the dependence was the statistical information found in open sources. Data has been collected since 2008. After analyzing the information received, the mathematical dependence necessary for the study was compiled.

After the calculation, we get the opportunity to superimpose the obtained data on the mass-energy characteristic and make sure that the revealed dependence is operational and relevant.

Comparing the calculation results with the identified characteristic, we can conclude that the convergence is large enough to replace the calculation with a simple graph, which will optimize the design process of the fly-by-wire control system.

Analysis of the feasibility of using Savonius rotors on wind turbines as the main and additional propulsion

Glazkov V.S., Ignatkin Yu.M.
MAI, Moscow, Russia

The paper analyzes the applicability of the Savonius rotor as the main and additional propulsion of wind turbines. The key advantages and disadvantages of the Savonius rotor in comparison with wind turbines of other types are considered. Numerical studies of the aerodynamic characteristics of the Savonius rotor are carried out. The influence of rotor elongation on the power factor is studied. Numerical experiments were carried out and the expediency of installing end washers on the aerodynamic characteristics of the Savonius rotor was considered.

The estimated calculation of a windmill with a Savonius rotor for powering consumers with a total capacity of 3 kW is performed by numerical method. Operational characteristics of the rotor-diameter, height, operating range of revolutions developed by the wind wheel-are obtained. The power and torque curves necessary for the selection of the transmission and the electric current generator are obtained.

The possibility of combining single wind turbines with a Savonius rotor into a single network is considered. Numerical experiments were carried out to assess the effect of interference at close proximity of wind turbine rotors. The optimal distances between wind turbines at which the mutual influence does not affect the power indicators are determined.

On the basis of data obtained from numerical experiments conducted for pairs of rotors located with different longitudinal and transverse spacing, an approximate method for calculating the total generated power of a wind farm consisting of two or more wind turbines, taking into account the effects of interference, is proposed. The estimated calculation of the required area for the construction

of a wind farm capable of providing electricity with a total capacity of 11-13 kW infrastructure for civil and military purposes, including aerodrome navigation systems.

Development of a combined model for evaluating the effectiveness and choice of ways to use air-to-surface weapons in the tasks of aircraft survivability achievement

Gorlov V.M., Stepansky M.A.
MAI, Moscow, Russia

Enemy's air defense system determines, as a response, the improvement of airborne anti-aircraft countermeasures and how to use them.

A feature of mathematical modeling of the tasks of counteracting the enemy's air defense systems is the multifactorial nature of survival processes.

The complex nature of the task is due to the variety of airborne countermeasures, limited resources and the relationship of the effectiveness of defensive measures with the tactics of the parties.

As a result, well-founded tactical and technical solutions can be obtained in the course of a detailed analysis of the technical aspects of the task, taking into account the conflicting nature of the process of choosing the methods of action of the parties.

The guaranteed level of AK survival in the air defense system can be ensured by the integrated use of various types of countermeasures. Nevertheless, given the vastness of the problem, the paper considers the task of organizing defense using air-to-surface weapons.

This model includes a simulation model of AK functioning in the form of interconnected blocks at the stage of breaking through the air defense system and a model for the formation of rational strategies of the parties.

The simulation model provides a detailed account of key performance factors: performance characteristics of weapons and information tools as part of the AK avionics complex.

A bilateral conflict situation is formalized in the form of an antagonistic game task. On the one hand, the composition of the airborne countermeasures and the flight regime of tactical group aircraft were considered as strategies of the parties, and on the other, the composition of opposing air defense systems.

The integration of imitation and game components ensures the use of regular optimization methods when choosing the methods of action of the parties, taking into account a detailed description of the key processes of functioning of the means of the parties.

On the developed model apparatus, studies of the options for organizing defense were carried out. The requirements for airborne fire defense systems are defined. Rational methods of action of the parties depending on the conditions of use.

The presented model-methodical apparatus can find application in the tasks of evaluating the effectiveness of alternative technical solutions and the formation of rational tactical solutions for the use of fire defense equipment.

Functional simulation of air conditioning pack of passenger aircraft

Gusarkin S.N.
MAI, Moscow, Russia

The air conditioning pack of a modern passenger aircraft is a rather complex set of units, the work of which is provided by sophisticated control system. The operating functions of the unit are to cool and to make selection of excess moisture from incoming air from the air intake system.

Currently, most modern aircrafts such as CS300, RRJ-95, A320, MC-21, and B737 have structurally identical installation design: primary cooling by heat exchanger, three-wheel air cycle machine and high-pressure water separation system.

This scheme is well established is well among aircraft manufacturers as simple, low-cost and quite reliable. But at the same time, despite the experience of developing pack such pattern, engineers are faced with problems relating to fine-tuning adjustment, as separate units, and the entire pack as a whole. This is completely a natural process, because the scheme of the pack has not changed for several decades and the upgrade potential is becoming smaller. At the same time, it is required to make the pack more efficient than previous products. In such conditions, developers are trying to

look for new ways of integration units in the pack, selecting such modes of their functional in which the cooling efficiency and moisture removal are max. This leads to an increase of design work, and requires, in turn, increase in productivity. The solution of this problem can be mathematical modelling in the initial phase development.

In the course of the work, a mathematical functional model of a typical air conditioning pack was created with help of the Simcenter Amesim software package. The model includes primary and secondary heat exchangers, three-wheel air cycle machine, reheater, condenser, water extractor, and units of the pack control system. Modeling of units and pipelines was carried out using standard components of the corresponding Simcenter Amesim libraries.

To assess the reliability of the model simulations were performed on it some modes of operation of the pack in order to determine the pressure and temperature air, as well as the moisture content in it, at key points of scheme. This values were compared with results those calculated using classical methods. In addition, the mutual work of the control system and the pack was investigated, the assessment was carried out the sufficiency of the control capabilities of the control units.

Air launched UAV efficiency research in the interests of aircraft's surviving increment

Zherebin A.M., Shalkauskas A.P.
MAI, Moscow, Russia

Improving air defense systems poses the task of protecting AK. One of the promising areas for ensuring the survival of manned AKs is the use of UAVs, including air-based UAVs, characterized by a relatively low cost of production and tactical flexibility of use.

Currently, the development of technology has led to a rethinking of the concepts of using unmanned systems. In this regard, the urgent task is to determine the role and place of air-based UAVs in the aircraft weapons system of existing and promising AKs, as well as the development of methods and tactics of their use. The problem is solved on the basis of the model-methodical apparatus of external design and assessment of the effectiveness of AK.

The increased survival of manned missiles in the face of the risks of their high losses can be achieved by using UAVs of various functional purposes. In any case, the UAV's target is information and fire resistance to enemy air defense systems. The air start function provides the operational use of UAVs depending on the tactical situation, including in remote areas for solving tasks for the intended purpose.

The paper considers air launch UAVs in the target equipment of the ALC and the jammer. The main factors that determine the effectiveness of the use of each UAV variant as part of a mixed tactical group of manned and unmanned systems are modeled.

The contribution of the UAV – ALTs to increasing the survival of the AK tactical group is to create a complex multipurpose air situation and, as a result, the irrational use of active air defense systems by the enemy.

UAV – jammer provides increased AK survival by creating information uncertainty about the quantitative and qualitative composition of the raid due to the organization of a complex jamming and signaling situation.

The developed mathematical model includes interconnected modeling blocks of the considered options for using air-based UAVs and a model for conducting a comparative assessment of the effectiveness of UAV use depending on the application conditions, including the composition of tactical AK groups and the intensity of the enemy's anti-aircraft defense.

Based on the studies, the contribution of various types of air-based UAVs to the survival of the AK when overcoming the responsibility of the enemy air defense system was assessed, rational conditions for the use of UAVs as part of the aircraft's armament were determined.

Stressed state “boundary layer” in round plate of variable thickness according to refined theory

Doan Q.K., Firsanov V.V.
MAI, Moscow, Russia

Currently, engineering calculations of plates and shells in mechanical engineering, including in the aviation and rocket-space industries are based on the results of the classical theory of shells of the Kirchhoff-Love type. The widespread use of thin-walled structural elements in modern technology necessitates the development of reliable and effective methods for their calculation. In this regard, the development of refined theories in the study of the stress-strain state (SSS) of plates and shells is an urgent problem.

In this work, the displacements were approximated by polynomials in the coordinate normal to the middle surface two degrees higher relative to the classical theory of the Kirchhoff-Love type. The mathematical model of the boundary value problem of the SSS of a round plate of variable thickness based on three-dimensional equations in the theory of elasticity and the variation Lagrange principle. A boundary-value problem was formulated, which can be solved using the trigonometric series along the circumferential coordinate. As a result, we obtain eleven ordinary differential equations with variable coefficients. The solution is carried out by finite difference methods and matrix sweeps. As a result, displacements were obtained at the grid nodes, for the approximation of which splines were used. The deformations and tangential stresses of the plate were found using geometric relations and Hooke's law relations.

An example of a calculation for determining the SSS of a round plate under the influence of a local load is given. Comparison of the results obtained by the refined theory with the data of the classical theory. It has been established that in the zone of distortion of the stress state, the normal tangential stresses are substantially refined. Additional transverse normal stresses relative to the classical theory turn out to be of the same order with the maximum values of the main bending stress. The results of the refined theory can be used in the analysis of strength and durability at the design stages of aviation and missile structures.

Optimization of the design of the heat exchanger using mathematical modeling methods for the technology of selective laser sintering of metal powder

Zyazeva T.Yu., Lamtyugina A.V., Smagin D.I.
MAI, Moscow, Russia

From the calculation results of the first heat exchanger, it is clear that the air flow is straightforward, in view of which the smallest number of heat exchange channels are involved in the heat exchange process.

According to the results of a calculated assessment of the inlet cross section of the inlet pipe of the second (designed) heat exchanger, the most smooth distribution of the flow through the heat exchange channels is observed compared to the constructive version 1 of the inlet pipe designed for traditional manufacturing methods.

The analyzed three-dimensional model is subject to further digital processing for virtual separation into thin layers with a thickness corresponding to the thickness of the layers applied by the printing device. Powder material is fed into the working chamber in quantities necessary for applying one layer. A special roller aligns the supplied material in an even layer and removes excess material from the chamber, after which the laser head sinteres the particles of fresh powder between each other and with the previous layer according to the contours defined by the digital model. After drawing the layer, the process repeats: the roller feeds fresh material, and the laser begins to sinter the next layer. An attractive feature of this technology is its very high print resolution, which reduces the time required to manufacture the case and reduce labor costs.

The use of mathematical modeling methods in the design allows you to quickly optimize the design, reducing the cost of additional testing and equipment. Subsequent manufacturing by selective laser sintering (the use of additive technologies) allows you to perform complex geometry as a whole, and not from the components, which favorably affects the physical characteristics, weight and reliability of the unit.

According to the results of the analysis carried out in this work, it is worth noting that the second design option, designed for additive technologies, is more technologically advanced, and according to preliminary estimates, heat transfer intensification is predicted.

Modeling the behavior of an aerobatic airplane at extreme conditions while simulating pilot errors

Ied Kaiss
MAI, Moscow, Russia

Operating conditions in aerobatic aircraft perform maneuvers at the limit modes, especially at air shows. On the other hand, the lack of clear recommendations on acceptable values of speed and altitude for the safe execution of maneuvers leads to a large number of dangerous situations during demonstrations.

In this report, a mathematical model was developed for investigating the effect of pilot errors on the change of trajectory parameters when performing maneuvers at the end of every maneuver on an aircraft. Clarification of safety requirements was developed using a mathematical model of six degrees of freedom, built on the Matlab/Simulink platform using aerodynamic derivatives. Aerodynamics coefficients are formed with respect to linear velocity, angles of attack and sideslip, angular velocities, and angle deflection for flight control surface

The pilot errors investigated on the mathematical model of the Yak-55M include not only the speed and range of the elevator deviation but also such errors as the delay in the Elevator deviation to the exit from the maneuver.

During the experiment, we considered how the altitude, flight speed, and the vertical g-load change with a change in the tempo and range of deviation of the elevator. To determine the safe altitude at the beginning of the maneuver, it is also necessary to determine the probabilistic characteristics of piloting errors.

The objective of this research was to yield a greater understanding of the impact of the pilot error on flight safety when conducting maneuvers. This report describes the results of investigation of the effect of pilot errors on the variation of trajectory parameters and calculates changes in altitude, flight speed, and vertical overload when changing the value and rate of control system deviation.

Pilot behavior model in preview tracking task

Irgaleev I.H., Efremov A.V., Tiaglik M.S., Tiaglik A.S.
MAI, Moscow, Russia

The replacement of instruments for displays and the use of on-board computers in the second half of the last century prompted a number of studies aimed at finding new ways of displaying information such as “the-tunnel-in-the-sky”, allowing the pilot to assess the position of the aircraft in space and the future planned trajectory of its motion. The design of a 3D display requires the knowledge of regularities of the pilot’s behavior and its mathematical model in preview and pursuit tracking tasks. A number of missions are related to these tasks. These include flying through a mountain gorge, driving a car, refueling, tracking a target flying against the background of clouds or the earth, and some others. The influence of vehicle dynamics, input signal characteristics and preview time on pilot’s perception, and active use of additional information are considered. In particular, the increase of the input signal spectrum bandwidth increases the difference in the pilot’s actions in pursuit or preview tasks in comparison with compensatory tracking.

The proposed procedure for optimizing the pilot model parameters based on global minimization of variance of error. The results of the mathematical modeling (pilot frequency response characteristics, variances of error and control output) are agreed with the results of the ground-based simulation. The identification of the pilot describing functions characterizing the pilot’s responses to the error and the target signal required using two input signals consisting of sets of uncorrelated frequencies and to develop the procedure of extrapolating intermediate results to the common frequencies. The proposed technique for optimizing the predictive time and the law for the predictive angle were checked in experimental investigations. The results of their comparison demonstrated their good agreement.

The ground-based simulation of a landing task with a 3D display whose parameters were selected according to the proposed technique demonstrated a decrease in the variance of error and inceptor deflection by 2 and 2.5 times respectively, an increase in the pilot lead compensation in low and crossover frequency ranges and an increase in the bandwidth of the closed-loop pilot-aircraft system in comparison with experiments utilizing the director indicator used in practice.

Calculation of dynamic stresses in the main rotor blade of the helicopter under the action of wind in the parking lot

Kargaev M.V.
MAI, Moscow, Russia

Wind-this is the most important weather factor that should be considered when designing the main rotor blades of the helicopter. Maximum stress levels in the blades are achieved at operating values of wind speeds. At the same time, the mooring used on most types of helicopters does not ensure their safety. The maximum wind speed, under the condition of no flapping of the blade over the lower stop of the horizontal hinge, the moored blade is only slightly higher than for the unmoored one.

Designers for a competent choice of parameters of the designed blades need to have a clear understanding of the phenomenon of wind loading, as well as a mathematical model that allows with acceptable accuracy to calculate the parameters of the stress-strain state of the blade.

Earlier, the problem of the dynamics of a non-rotating blade, in a linear formulation, was considered by A.I. Bratukhina. This work has a number of drawbacks: small oscillations are considered (geometric and aerodynamic nonlinearities are not taken into account); mooring is modeled by the fixed right end of the blade. This approach is unjustified for a non-rotating blade having deflections commensurate with its length, as well as mooring that does not prevent the deflections of the blade down and allows it to bend upwards.

In this paper we obtain a nonlinear partial differential equation describing the motion of the blade for the general case of arbitrarily large displacements. The B.G. Galerkin's method is used to find deformations and internal forces (bending moments and stresses). With this approach to the problem, the original partial differential equation is reduced to a system of differential equations, which are connected only through the aerodynamic forces and the tension force of the mooring cable.

For the numerical integration of the system of differential equations, the implicit Newmark's method is used, which has unconditional stability. At each integration step, iterations are applied, which, among other things, are necessary to account for the change in aerodynamic forces and the tension force of the mooring cable for the integration step.

In accordance with the method described above, the deformations, bending moments and stresses acting in the moored and unmoored main rotor blade of the Mi-38 helicopter under the action of wind gusts in the parking lot are calculated.

The airfoils of a light boxplane: selection of parameters

[1]Karpovich E.A., [2]Liseitsev N.K.
[1]Irkut Corporation, [2]MAI, Moscow, Russia

The paper considers an approach to adjust airfoil parameters as a part of aerodynamic layout of a light boxwing aircraft. The input data on the current stage of design process was following:

- The specified ratio of lift generated by the wings (calculated using boxplane stability model);
- The specified spanwise lift distribution (calculated using boxplane aerodynamic model);
- The maximum camber ratio of the sections (calculated using thin airfoil theory);
- The law of chordwise thickness distribution (the 4 digit NACA polynomial law);
- The spanwise downwash angle distribution corresponding to design flow conditions (calculated using Prandtl formula)

To ensure the design aerodynamic performance of a boxwing it was also necessary to define the following parameters:

- The thickness-chord ratio and the location of maximum thickness of the airfoils (nondimensionalized by the chord length);
- The location of maximum camber of the airfoils (nondimensionalized by the chord length);

• The angles of incidence of the wings.

Selection criteria were safety of stall and static stability of a closed system comprising two wings. These requirements may be met by ensuring a specified ratio of fore and aft wing characteristics. For the first-iteration comparison of performance of the airfoils with different geometry the X-Foil code was used. It was shown that the specified requirements may be met if NACA 3413 and NACA 4415 airfoils are selected for the fore and aft wings correspondingly and 0,5° difference in angles of incidence is ensured.

Study of the impact of environmental requirements on the formation of the image of a promising administrative aircraft

Kipichenko D.O.
Irkut Corporation, Moscow, Russia

In the next 10-15 years, there will be no breakthroughs in fundamental Sciences, as well as technological breakthroughs in the field of Cybernetics, medicine, including the human mentality will not change dramatically, and it will not be possible to fully and safely dive into the virtual world for direct communication for instant communication of people on different continents for negotiations, the issue of human communication and negotiations of a group of persons can be solved only by physical movement of people to negotiations. An effective way to speed up the meeting process, for negotiations, can be solved by increasing the speed of movement. To create new supersonic vehicles, it is necessary to solve the problem of harmful environmental factors.

Environmental hazards in the life cycle of the product are divided into: during the production of AIRCRAFT, during the operation of AIRCRAFT and during storage, burial or preservation after service life

Environmental adverse factors in the operation of AIRCRAFT, divided into internal and external.

For internal factors, we will determine such factors that affect the operation of AIRCRAFT and flight: the aircraft itself as a whole, the crew and payload-passengers, Luggage and possible cargo transportation. For external factors, we will identify such factors that affect the operation of aircraft ON: the environment, people inhabiting the area under or near the routes of operation of AIRCRAFT.

One of the main external negative environmental factors is the noise on the ground, including "sonic boom" formed by supersonic cruising flight on the route of the aircraft.

So far, no rational solution has been found to many environmental factors for the possible return of ATP to civilian operation. This analysis provides an overview and systematization of these problems, as well as knowledge for solving these problems

Analysis of various schemes of the engine pylon considering fix to the wing made of polymer composite materials

Korolskii V.V., Lupachev D.K., Petrov R.A.
MAI, Moscow, Russia

Analysis of various schemes of the engine pylon considering fix to the wing made of polymer composite materials

Engine pylon is one of the most important parts ensuring the safety of the aircraft both in normal flight and in case of emergencies. With the widespread use of composite materials in the structure of a modern aircraft, especially the wing, it is necessary to take into account the technical properties of these materials, especially operational properties.

In the course of work, the analysis of various schemes of the pylon of the engine for fastening to a wing from polymeric composite materials is made. Two schemes of fastening are considered. The first is with symmetrical mounts and the second is with misaligned ones. The main task of the work is to calculate the loads that occur in the wing when the pylon mounts of various schemes are destroyed due to the occurrence of an emergency, and to identify the most optimal fastening scheme, at which the loads in wing will be minimal.

Due to the fact that the wing is made of composite materials, the load modeling takes into account the design features of the wing made of carbon fiber, as well as the different stacking of carbon fiber plies and the properties of the epoxy resin. In turn, the pylon is made of titanium alloy, and the mount

is made of steel. In load simulation, the Hashin criterion is used as a failure criterion for a carbon fiber structure. In the course of this work, the software package Abaqus/CAE was used to solve engineering problems.

As a result, in an emergency landing of the aircraft the symmetrical scheme of the engine pylon mount to the wing of composite materials showed an advantage over the scheme with misaligned mounts.

Method for calculating trajectories of small particles in the vicinity of the aircraft

Kudryavtsev D.A., Nikitchenko Yu.A.
MAI, Moscow, Russia

One of the main problems of aviation technology is the problem of ensuring flight safety in difficult weather conditions. Such meteorological conditions arise, for example, when an aircraft (AC) passes through a thunderstorm front. Most often, lightning strikes affect elements made of dielectric materials: antenna fairings, glazing elements, etc.

The fragments formed as a result of a lightning strike pose a significant danger to other structural elements of the AC. Even relatively small fragments that fall into the inlet of the propulsion system can lead to a violation of the mode of operation of the latter, up to its complete stop.

In terms of the described problem, the problem arises of assessing the probability of small fragments of the structure getting into the elements of the AC. The main difficulty in solving this problem is the fact that the size, shape, direction and energy of particles departure from the destruction zone are not predictable. To assess the probability of a hit, it is necessary to calculate the trajectories of motion for various combinations of parameters. The size of the statistical ensemble is too large for calculations performed by traditional methods.

The method proposed in this paper for calculating the trajectory of a fragment contains the following assumptions:

• A small particle does not introduce disturbances in the general field of flow;

• The particle has a spherical shape (this assumption underestimates the possible effective cross-sectional area and, therefore, the aerodynamic force acting on the particle);

• The drag coefficient of the particle is equal to the coefficient of the plate installed across the flow (this assumption overestimates the aerodynamic force).

Method implementation algorithm:

1. The flow field in the vicinity of the AC is calculated using any CFD package.
2. A preliminary set of particle parameters is selected.
3. The integration of the equation of motion of the particle in the Lagrangian coordinate system is carried out.
4. According to the calculation results, the particle parameters are adjusted to ensure it enters the selected structural element.
5. The calculation according to paragraph 3 is repeated.

The proposed method allows to obtain statistical ensembles of data necessary for assessing the probability of particles entering the AC structural elements without the use of supercomputers. The method, obviously, involves only an assessment of the possibility of small fragments entering the structural elements.

Ultra-light helicopters/drones for organ transport

[1]Karunakaran K.P., [1]Sai Sudhir Chalavadi, [1]Raman Verma, [3]Rohit Karle, [4]Ripetsky A.V., [5]Shokhov V.V.
[1]IIT Bombay, Bombay, India
[2]RWTH, Aachen, Germany
[3]Think Aerial, Mumbai, India
[4]MAI, [5]RD-Heli, Moscow, Russia

Organ donation is the noblest of all charities. One person’s body donation can save many lives through his/her heart, kidneys, liver, cornea, lungs etc. Heart is the most important and the rarest of the donated organs. Many including me and my students have pledged their bodies. But all of our

hearts will not be useful after death because heart fails before the brain in majority of the cases. About 50,000 people in the Western part of India need heart transplants every year whereas only 50 are available from brain-dead patients who are mostly accident victims in rural areas. Convincing the grieved relatives for donation takes considerable time of careful engagement. If they finally agree to donate, the current organ transport involves three phases:

- Transport from the donor's rural hospital along the rough roads to the nearest airport
- Airlifting to the receiver's city using a scheduled or chartered flight as per availability
- Transport from the airport to the receiver's super-speciality city hospital along the crowded roads.

This journey is fraught with risks and major efforts of managing the green corridors and ATC permissions. As hardly 6 hour time is available for the transport, 20% of the donated hearts go waste due to the transport delays in any of these phases. Therefore, timely transport of organs is as important as the transplant itself.

Our project Garuda aims to overcome the hurdles through aerial transport between the terraces of the hospitals using Ultra-Light Helicopters (ULH) or drones. We have a two-pronged approach. One is to demonstrate the usefulness of ULH/drone for organ transport; the other is to develop an indigenous ULH/drone for this application.

86% of the helicopter accidents are attributed to tail rotor failures. Therefore, we are in favour of coaxial ULH as they are safer and require less footprint. We are considering Micron, a coaxial ULH from RD-Heli, Moscow. We wish to procure it, obtain the necessary regulatory approvals and demonstrate its usefulness for organ transport. Once this is proved, more funds will be raised to set up Garuda facilities in a grid of 250km throughout the country each with one or two Microns. Whenever a heart has to be transported, the nearest Micron and voluntary pilot and maintenance personnel will be pressed into action.

We are developing UL-drone inspired from Chinese Ehang and American SureFly. Initially we shall use Li-Ion batteries. However, as we need an endurance of over 4 hours, we shall go for a generator-set and finally Hydrogen Fuel Cells (HFCs). Note that a 100kW HFC pack is available commercially for about 100,000 USD which is affordable for a 2-seater drone.

Aerodynamic characteristics of the model of the aircraft with a joined wing at low subsonic air speed

Kuznetsov A.V., Karpovich E.A., Sergeeva N.I.
MAI, Moscow, Russia

One of the essential problems in aviation is the improvement of the performance figures of aircrafts. For example, at a fixed weight of the aircraft and the air speed, the required weight of fuel can be reduced, in particular, by reducing the induced drag.

Among the ways to reduce the induced drag, the following can be specified [1]: increasing the wing aspect ratio, providing a wing shape with an elliptical distribution of aerodynamic pressure and the use of so called nonplanar wing schemes.

All nonplanar wing schemes allow more or less to increase the effective aspect ratio at a given wing span and lift of the wing. Such schemes include C-shaped wings, wings with different versions of vertical endings, polyplane scheme, joined wing schemes (ring, articulated, boxed) [2].

The objectives of this work are experimental studies of aerodynamic characteristics of a closed-wing aircraft model, verification of the FloEFD software package and comparison of the obtained data with the results of numerical simulation.

The object of the study is a model of modified Po-2, which differs from the traditional version of the configuration of horizontal lifting surfaces, which is a joined wing, combining the functions of wings and horizontal stabilizer. In contrast to the original configuration, the distance between the wings on the axis of the aircraft is increased, and the vertical removal of the front wing relative to the rear wing is decreased.

As a result of experimental studies, the main aerodynamic characteristics of the model with different variants of deflection of aerodynamic controls were obtained. The results of numerical simulation in FloEFD showed satisfactory convergence with the experimental data, which indicates the possibility of using this software package to calculate the characteristics of aircrafts.

References:
1. Lundry J.L. A numerical solution for the minimum induced drag, and the corresponding loading, of nonplanar wings / Prepared by the Mcdonnel Douglas Corporation, Long Beach, Calif. for Langley Research Center.: National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., 1968
2. Kroo I. Drag due to lift: concepts for prediction and reduction. – Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Stanford, 2005. Электронный ресурс: https://www.annualreviews.org/doi/abs/10.1146/annurev.fluid.33.1.587

The new concepts of the hybrid electric aircraft as wing body planes and disc shaped dirigibles

[1]Kuprikov M.Yu., [1]Kuprikov N.M., [1]Ponyaev L.P., [2]Loos R.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]SolarXplorers SA, Yverdon-les-Bains, Switzerland

The Digital Complex Criteria Analysis of the find General Optimal Structure of the Large Hybrid Electrical Aircraft and Airship for decrease of Sound &Noise Pressure Level inside and outside the Cabin Saloon are very actually today for ICAO & IATA Globally High Tech Ecology Program. The Method of the Very Large New Aircraft layout from the virtual mass center is given, which allows us to obtain the Aircraft layout from the actual resource conditions of Infrastructural Top Efficiency Constraints in the terminal configurations of the Modern Air Transportation Infrastructure and International EuroControl & EASA/ENAC Regulation.

The Method is proposed for the Synthesis of New Innovation Solutions for an Large Hybrid E-Aircraft passenger compartment and may be use to any Rigid-Elastic Dirigibles Projections future. A Geometrical representation of the LHA concept with the large Passenger or Cargo capacity made with a Drop-Shaped Body by MAI with view the new Flying-V Lift Fuselage by TU Delft R&D in the Aerodynamic balancing Geometry of Wing Body Scheme is given. The Swiss SOLARSTRATOS High Altitude Aircraft as Natural Arctic Temperature Long Time conditions for TransPolar Airlines and test result by Transaero Airlines are used to correct SW Projections results and Technology recommendation.

The new Geometry Optimal version of Body Plane LHA and Lighter-then-Air (LTA) Vehicles as Thermoplane MAI with nano film cover of the Swiss-China Solar Electro Systems will be more innovation projections for E-Air Transport Solar Battery Security with reduce Noise & CO Pollution Level. The advantages of Digital E-Aircrafts and E-Airship designed according to the Flying Wing Scheme in relation to other schemes rise with the increase in the Dimension and Optimal Weight of the Aircraft. So, the greater value of the target load and the Air Transport Flight range is the better application of this new Integrate Aircraft and Disc Airship Schemes.

Crosspolar ecology and safety efficiency routes for heavy aircrafts and solar aerostatic electro systems

[1]Kuprikov N.M., [1]Ponyaev L.P., [1]Kuprikov M.Yu., [2]Gebhardt N.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]Park Innovaare, Villigen, Switzerland

The new Regular CrossPolar Air Transportation Routes of the future High Ecology Efficiency and Safety ICAO Strategy will be based on the more perspective for Trans Continental Airlines Operations by IATA International Law Regulations and World Climate Protect Law. Using the more shortly directions of Trans Polar Flight for Long-Haul Aircrafts (LHA) Routes by leader Airlines Sky Teams with Aeroflot are request to find new Geometrical Layout of Aircraft Design Industrial Projections & Products Lines.

The increase in the dimension of LHA came into conflict with modern Airport Infrastructure and led to the search for alternative Arctic Planes & Dirigibles Options for constructively layout circuit solutions with protection of minimum sound and vibration issues in order to deal with this contradiction. Computer Digital Aircraft Structural-Parametric Analysis of the influence of Aviation Infrastructure Constraints in the basing of LHA on the choice of alternative Design Options for Lift Fuselage Body or Flying-V layout was carried out. The new Hybrid Electrical Body Plane of LHA

and Lighter-then-Air (LTA) Vehicles with cover of Innovation Nano Film Solar Electro Systems (as innovation Swiss-China Technology cooperation) will be more innovation projections for Worldwide Ecology & Security CrossPolar Air Transportation with reduce results of Transcontinental Air Routes as actuality Green Technology of Z-Pollution and Z-Noise level.

The Computer Digital Structural & Parametric Analysis was requirements on the 3Dimention Complex Syntesis of LHA and Solar Disc Shaped Airship Projection in MAI Engineering Geometry Design Laboratory to use also any More Electrical Power Systems with Swiss Innovare skills may recommend the future large passenger capacity confirms of the fundamental possibility of creating an Aircraft/Airship of this type for Ecology and Economically Efficient Operation Life Time in an already Existing Trans Polar Airport/HUB Infrastructure complex and more shorter Cross Polar Routes are demonstrates possible directions for the Development of this type of main progress future Global Aviation & Airship Design, Manufacturing and Low Cost Flight Operation.

Development of MRO system based on Performance-Based Logistics in aircraft design

[1]Laznikov N.M., [1]Adomavichyute M.E., [1]Sergienko V.I., [2]Yazovskih A.L.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]Kamensk-Ural Foundry, Kamensk-Ural, Russia

Speaking about the total costs of the aircraft during its life cycle, it is impossible not to notice the growing tendency of costs for after-sales service percentage, which sometimes even exceeds product's costs of development and production. However, costs occurred in the operational phase of the aircraft really depend on engineering and management decisions taken at the design stage. When elaborating a structure of the aircraft MRO service, it is important to take into account its features. It is better at the design stage of the aircraft to identify the most significant performance indicators of the aircraft and its ground handling complex. Thus, we are able to optimize the MRO activities performance and as a result – airworthiness of the aircraft.

These days airlines are faced with such a problem as not enough developed ground handling system. In many ways, this situation is the result of insufficient motivation of maintenance providers, because the speed of their performance doesn't really affect profit they earn.

In this case, activities to create a new methodology for after-sales service should be done at the design stage of the aircraft and based on a system of Performance-Based Logistics (PBL) contracts: special contracts between the owner of the aircraft and the contractor for its maintenance, describing the amount of payment for services depending on the value of certain performance indicators.

The result of this research is the created method of MRO organization, using which the service provider has a direct interest in achieving the maximum possible result with minimal costs. Knowing the technology to create aircraft structures or having an understanding of the materials used and other additions, it is possible to optimize future costs for after-sales service. PBL contracts implementation, will move industry away from the traditional method of setting prices for specific parts and work, and will depend on the average downtime of the aircraft. Thus, a system of Performance-Based Contracts provides the basis for the integrated development of technical guidelines and the necessary logistics to improve the availability of the product and ensure its airworthiness.

Analysis of helicopter rotor flow in vertical descent modes on the basis of free wake model

Makeev P.V., Shomov A.I., Ignatkin Yu.M.
MAI, Moscow, Russia

Steep descent modes of helicopter with low speeds are among the most difficult modes in terms of the main rotor (MR) aerodynamics. This is due to the existence of a region of vortex ring states (VRS) modes that appear when the induced velocities of the rotor become equal with the external flow velocity. This leads to a complex flow around the MR, with the formation of a characteristic "air body" around it. At the same time there are a number of negative effects: a drop in the thrust force, an increase in the power, pulsations of thrust and torque, etc., making these modes potentially dangerous for helicopter piloting. The task of studying these regimes is fraught with great difficulties. Experimental studies are expensive and have great technical complexity. Flight tests are not safe. In the study of VRS, it is especially important to study the physics of MR flow: structure of vortical

wake, pictures of airflow lines, geometry of air body. Such information obtained on the basis of experimental studies, to date, is very limited. In this regard, there is a need to obtain the necessary data on the flow structure in the VRS by numerical modeling. At the same time, approaches based on the numerical solution of the Navier-Stokes equations by finite elements methods are still too resource-intensive for the problems of MR modeling on the VRS mode. Therefore, less resource-intensive modern free wake vortical models have the greatest opportunities in this area. The results in this work are obtained by numerical modeling on the basis of the free wake model of a rotor [1]. Calculations of aerodynamic characteristics and numerical visualization of the flow around the Mi-8 helicopter MR at vertical descent modes in the speed range Vy = 0...20 m/s with a step of 1...2 m/s are performed. The results of visualization of the MR wake shapes, rotor airflow pictures, induced velocity diagrams are presented and analyzed.

The obtained results significantly supplement the available information about the nature of the flow and the structure of the flow around the MR in the modes of vertical descent in the VRS modes and its dependence with the aerodynamic characteristics of MR.

1. Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Grevtsov, B.S., Shomov, A.I., A Nonlinear Blade Vortex Propeller Theory and Its Applications to Estimate Aerodynamic Characteristics for Helicopter Main Rotor and Anti-Torque Rotor. Vestnik MAI, vol. 16, no. 5, pp. 24-31. (in Russian).

Exposure to the aquatic environment on discharged marine apparatus air-launched

Maskaykin V.A.
MAI, Moscow, Russia

In that work, we consider the air transportation of the marine apparatus, that is, in the transportation of the apparatus involved a helicopter. Transportation of the marine apparatus is carried out on the internal suspension of the helicopter in the cargo hatch. When a marine apparatus is delivered by helicopter to a predetermined location, the marine apparatus is discarded. The main task of interest in this system of transportation and discharge of the marine apparatus is the system of forces arising after the discharge that acts on the apparatus upon entering water. Also, this factor includes such a factor as the negative temperature of the external environment, which in turn acts on the material of the apparatus body, at the time of its discharge before immersion in water.

In the work, an analysis was made of the motion of the apparatus in the atmosphere, an analysis of the acting forces on the apparatus during splashdown, and a thermal analysis of the apparatus's body when moving in the atmosphere after discharge.

The relevance of this work lies in the efficiency of the marine apparatus in extreme weather conditions. Thus, the geographical scope of the apparatus is increasing, which leads to a high result in the study of the sea, ocean bottom and search and rescue operations in the air transportation system.

In this problem, unsteady thermal calculations by the finite difference method were carried out, a mathematical model of the apparatus discharge path was constructed, and the current systems of forces on the apparatus were calculated at the time of splashdown.

On the issue of civil helicopter flight safety based on CIS statistics

Moon Kyoohwan, Yakovlev A.A., Artamonov B.L.
MAI, Moscow, Russia

The number of registered civil helicopters in the Russian Federation is increasing. Accordingly, interest in helicopter safety and efforts to improve safety are increasing. In this regard, this work analyzes the aviation accident with civil helicopters based on statistics of IAC (Interstate Aviation Committee) and others.

In 2018, the number of helicopter accidents increased sharply compared to previous years. Moreover, there is a high level of fatal-accidents relative to the total number of accidents from 2008 to 2018 – 45.5%.

In addition, we also analyzed accident statistics depending on the time of flight of the helicopter. These statistics show the total number of helicopter accidents including fatal-accidents per 100 000 hours of flight following the agreement when performing commercial transportation and aviation operations in 2000-2011 years and without GA (general aviation) in 2012-2018 years. The number

of helicopter accidents has a repeatable trend – increase and decrease, and the number of fatal-accidents has also repeatedly decreased and increased. Moreover, the average number of accidents per 100 000 hours of flight was calculated, which is 2.49 for all accidents and 1.074 for fatal-accidents.

Comparing the average value for the first and last three years of this period, we can see that the number of accidents decreased from 3.23 to 2.86, and the number of fatal-accidents increased from 1.097 to 1.223.

Also, the number of helicopter accidents was analyzed considering the phase of flight. Helicopters, unlike airplanes, can perform hovering and have less restriction on take-off and landing. Therefore, they have various missions for operations, which lead to accidents at diverse phases of flight. The trend is confirmed by the results from the Russian database: cruises, approach, take-off and landing account for 75.9% of all accidents.

As the number of helicopter operations is increasing, it is important to analyze helicopter accidents and increase their safety. Consequently, as a part of a preliminary study for research on the helicopter accidents in the world, this work investigates the trend of helicopter accidents with helicopter based on the statistics of accidents of CIS civil helicopters.

This study shows that it is necessary to carry out a further analysis of the global trend of helicopter accidents and their main causes.

Analysis of the influence of the geometry of the end part of the blade on the aerodynamic characteristics of the rotor of a helicopter in hovering and horizontal flight modes

Nikitin S.O., Ignatkin Yu.M.
MAI, Moscow, Russia

The flight performance of a vertical take-off and landing aircraft (helicopter) is largely determined by the aerodynamic perfection of its rotor. The rotor blades operate in complex dynamic conditions, characterized by a change in the radius and azimuthal position of the blade of the angles of attack of its sections, Mach numbers, etc. The complexity of the features of the operation of the elements of the blades is due to their rotation around the axis of the rotor and an increase in the speed of airflow around the radius of the blade. Thus, at a relatively small end portion of the blade, a significant part of the thrust and rotor torque is realized [1]. The choice of rational geometry of the end part of the blade can significantly improve the aerodynamic characteristics of the rotor of the helicopter as a whole [2].

The aim of the work is to analyze the influence of the geometry of the end part of the blade on the aerodynamic characteristics of the rotor of the helicopter in various modes of operation. Based on the analysis of the aerodynamic configurations of existing and prospective blades, the main types and geometric characteristics of the endings used on helicopters were identified.

A number of scientific and experimental studies of both the endings themselves and the endings in the rotor blade are analyzed. The main dependences of the aerodynamic characteristics of the rotor blade on the geometric characteristics of the endings are revealed. The main functional features of helicopters that affect the choice of rational endings geometry are determined.

The analysis of the structure of the vortex trace of the rotor blades. The modern CFD (Eng. Computational Fluid Dynamics) methods in the study of the aerodynamic characteristics of the endings are considered. The main applications of the endings on the rotor blades in the hovering and horizontal flight modes are considered, taking into account the influence of the helicopter's functional features.

1. Ignatkin Y.M., Konstantinov S.G. Investigation of the aerodynamic characteristics of the rotor of a helicopter using the CFD method // Transactions of MAI, 2012, issue 57, P. 1-18.

2. Matveenko A.M., Svirshchevsky SB, Ignatkin Yu.M. At the origins of the Russian aviation science school // All-Russian scientific and technical journal "Flight", 1999, issue No. 8.

Application of aluminum glass reinforced plastics in aircraft construction

Pechenyuk V.S., Popov Yu.I.
MAI, Moscow, Russia

Today, in our country and abroad, active work is underway to develop hybrid layered materials consisting of thin metal sheets with layers of adhesive prepreg with reinforcing fibers and which are a fundamentally new structural material for power structures of aircraft [1]. These materials possess a unique combination of the properties of metal and composite materials (CM), including high crack resistance, impact resistance, low density and fire resistance. Such materials are called metal-polymer composite materials (MPCM), in the English literature they are called Fiber Metal Laminate (FML). The most popular metal-polymer composite materials consisting of aluminum sheets and glass prepreg. The trade designation of this material is SIAL (Fiberglass and Aluminum), and the foreign counterpart is GLARE (Glare Laminate Aluminum REinforced). The standard composition of GLARE contains aluminum sheets from alloy 2024T3 in a naturally aged state (in Russia D16chT, 1163T), which are usually used as a resource for fuselage skin and a prepreg with S2 glass. For the first time, this material was used in the construction of the cargo compartment floor of a Boeing 777 aircraft, then in the fuselage bulkheads of the Airbus A340 and Learjet 45 aircraft [2]. But as one of the main structural materials, it was used in the upper panels of the Airbus A380 fuselage [2]. Due to its high impact-resistant characteristics, SIAL is suitable for use in areas where there is a high risk of impact damage. Frequent impacts affect the floor in the passenger compartment, the floor in the cargo compartment or the front edges of the wing [3], GO and VO. Due to the unique characteristics of crack resistance, strength and density, SIAL can be used as wing panels [4] and single and double curvature fuselage.

The use of machine vision algorithms in the unmanned glider winged aircraft control task

Polishchuk M.V.
MAI, Moscow, Russia

The paper considers the issues of a control system for an unmanned planning winged aircraft. A comparative analysis of the guidance system of aircraft at a given point. The control object in this work is the aircraft, made according to the normal aerodynamic scheme and equipped with a drop-down wing module and all-turning rudders. A mathematical model of the spatial motion of the aircraft is built. The structure of the angular stabilization of the control object is proposed. The main objective of the aircraft guidance system is the formation of control signals into a stabilization system to perform a particular task. It is proposed to conditionally divide the guidance system in the longitudinal channel into two subsystems that perform specific tasks. The first task – planning for maximum range – allows you to expand the set of initial states of the control object. The second task – pointing to a given point – provides accurate delivery of the payload.

As the practice of using the aircraft of this type shows, the conclusion to a given point at a great distance from the starting point in the absence of a signal from satellites, which can be "drowned out" by electronic warfare, can be difficult due to the lack of accurate information about the location of the control object. Studies using a mathematical model and the practice of using such aircraft show that the calculation of the current coordinates on board the aircraft contains a large error. To increase the accuracy of determining the aircraft's own coordinates, it is proposed to use technical vision algorithms, which will ensure the autonomy of the aircraft, as well as the required accuracy of the output to a given point.

High energy efficiency of the electrical and hybrid large airships and aircrafts projects

[1]Ponyaev L.P., [1]Kuprikov M.Yu., [1]Kuprikov N.M., [2]Domjan R.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]SolarXplorers SA, Yverdon-les-Bains, Switzerland

The Complex Digital Analysis of the find the New Optimal Structure of the Hybrid Electrical Large Aircraft and Airship for decrease of the Adaptive Geometry Frame Weight, Vibration Level with Aeroelastic Active Electric Demphers are very actually today for IATA Air Transport Ecology Program. The paper analysis the promising of Development directions of Modern Civil E-Aircraft

Systems with use the Disc Shaped Airship (DSA) type as the Thermoplan MAI. The estimation of the profitability of Disk Shaped Electric Vehicles for the Optimal Aerodynamic and Weight Efficiency Design & Manufactory in comparison with other Ellipse or Sigar Geometry Forms for High-Altitude Stratospheric & Orbital Complex as Astronomical Observatories and the implementation of Aerospace Launches & Landings.

The new results of Swiss SOLARSTRATOS High Altitude E-Aicraft with Solar Battery panels on the wing area. The new Innovative Technologies include the New Materials, Light Alloy and Low Vibration Construction Design as its use for new Hybrid High-Capacity Airship with Aerostatic Low Cost Lifting Power unloading for Long Time or Cross PoleTransport Operations that do not require mandatory airfield-based is more actually today and priority national strategies. In contrast to the Heavy Transport Hybrid Aircraft for Aerostatic Light-then-Air (LTA) weight restrictions in dimension are not limiting as physical law “Cube-to-Cube” is positive principal for more Air Commercial Efficiency.

The new trends for a breakthrough use of new DSA LTA projects on the basis of modern Digital Design, AI and Additive Technologies, new Composite Materials structure and Adaptive Control Robo Systems in the next 10-15 years is extremely important for the vast territory of Russia: - any vertical takeoff and landing (VTOL) LTA in hard-to-reach places, large carrying capacity Air Transport “from Door-to Door” as independence flight from the "rose" of winds, more cheaper of Production and Operation over big land and seas, can flight anywhere and any day/ night without landing (more electric LTA with big Solar Nano Film Battery cover) and easier to the After Sales Services.

Application of aviation equipment in forest fire elimination

Pugachev Yu.N., Prokopenko D.A.
MAI, Moscow, Russia

Fires have become the most common emergency event in modern world. They cause enormous material damage and also loss of life. Every year at least twelve thousand people die in fires in Russia and annual damage from fires and explosions amounts to more than one trillion rubs.

The purpose of this article is to analysis the increase in natural disasters associated with the occurrence of fires in forest regions. One of the factors of this task is the design of a new universal two-body aircraft, one of the purposes of which will be the elimination of forest fires.

This article is devoted to evaluation of efficiency of aviation equipment used for fire elimination, as well as modernization of a specific aircraft in order to improve efficiency.

The Soviet heavy military transport aircraft Ilyushin Il-76 was chosen as the modernized aircraft. Having evaluated the effectiveness of this aircraft as a means for fire extinguishing, namely Il-76TD aircraft with easy-to-remove PAD system (pouring aviation device). It was decided to modernize this manned aircraft according to the "Catamaran" scheme.

This article includes:

1. Analysis of the volume of fires in the territory of the Russian Federation, the USA and Canada over the last 5 years;
2. Evaluation of efficiency of Il-76 aircraft designed for fire elimination;
3. Evaluation of the effectiveness of equipment for fighting fires from the air, including PAD and PAD-2;
4. Design of a two-body manned aircraft according to the “Catamaran” scheme
5. Assessment of forest fire elimination efficiency taking into account installation of new extinguishing equipment.

In the near future, it is planned to implement the project of modernization of Il-76 according to the “Catamaran” scheme.

Pair flight-an objective way to compare flight performance in the modernization of helicopters

[1]Samsonov K.Yu., [2]Ivchin V.A., [2]Nikiforov V.A.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]Mil Moscow Helicopter Plant, Tomilino, Russia

Pair flight (in two versions of the design: old and new) objectively reflects the advantages of new solutions during carrying out experimental design work on the modernization of helicopters.

The main changes in the design of the Mi-171A2 helicopter (the modernization of the Mi-8/171A helicopter) were the carrier system (the main and the tail rotor) and the engine.

Two helicopters were manufactured in accordance with the plan of research and experimental development on the topic "Mi-171A2 Helicopter". The first helicopter was the Mi-171A2 Flying Laboratory with new design solutions. The second one was the Mi-171A2 OP-1 with the serial main and the tail rotors. No changes were made to the design of the fuselages. Both of the fuselage was the same (serial).

Pair flight of two helicopters in the same conditions is executed for the first time in practice of JSC Mil Moscow Helicopter Plant.

We have the following conclusions as a result of flight tests and the developed technique of tail rotor pitch:

1. It was determined the static ceiling of helicopters in the ISA (International Standard Atmosphere) during engine operation at take-off mode.
2. The comparative balancing dependences of the track control were determined on the both helicopters in hovering mode under the same conditions with the maximum takeoff weight.
3. It was obtained the maximum value of the tail rotor pitch on the calculated static ceiling.
4. It was developed and tested the Method for calculating of the required tail rotor pitch (based on the results of flight tests) with the influence of the rotor (vortices from main rotor) for any combination of outdoor temperatures and flight altitudes.

In conclusion, I can note that the developed Method based on pair flights allows to evaluate objectively the previous and proposed design, but also to perform calculations to determine the static hovering ceiling and the tail rotor pitch for any combinations of outdoor temperatures, flight heights and engine power.

Airfoil shape optimization at low Reynolds numbers using the Ansys software package

Sergeeva N.I., Parkhaev E.S., Semenchikov N.V
MAI, Moscow, Russia

Nowadays one of the main problems of aerodynamics of mini -micro unmanned aircrafts (MUAV) of the aircraft scheme is to improve their aerodynamic characteristics and flight performance. One way to solve this problem is to find the optimal airfoil shape. The specific of MUAV aerodynamics is that their flight is performed at low Reynolds numbers $Re \leq 200\ 000$. The viscosity forces in this case prevail over the inertia forces, which eventually leads to the formation of laminar separation bubble on the aircraft lifting surfaces. These phenomena lead to aircraft drag coefficient increase and a nonlinear change in its other aerodynamic coefficients.

The purpose of this study is to analyze and evaluate the application of the Ansys software complex to solve the problems of finding the optimal shape of the airfoils of the aircraft wing using a genetic algorithm based on random changes in design parameters and the selection of airfoils with the best values of objective function, as well as the building of new airfoils based on the obtained data.

The known airfoils S1223 and DAI1335 were used as initial airfoils in this work. The Ansys Fluent package involved an aerodynamic model based on the numerical solution of the Navier-Stokes equations and their closure using a Lantry-Menter turbulence model consisting of four equations. Parametric models with automated mesh rearrangement around the airfoil were constructed, multi-iterative calculation of the main aerodynamic characteristics was carried out.

As a result of the conducted studies, new optimal airfoils were obtained and compared with the airfoils obtained in [1], where an aerodynamic model based on the method of viscous-inviscid interaction was used. It was shown that the method using Ansys complex allows to obtain optimal

geometry of airfoils, but the time of calculations of different configurations of airfoils significantly exceeds the time of calculations using the method [1].

This approach can be applied to multi-criteria optimization of airfoils and wings of aircraft.

References:

1. Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. Some Aspects of Airfoil Optimization Process for Small Size Unmanned Aerial Vehicles Application

Development of highly effective dust-proof device of multicyclone type in Russia

Titov P.V., Korolev S.D., Kamenev V.V.
Mil Moscow Helicopter Plant, Tomilino, Russia

The advantage of helicopters is due to the ability to take off and land when using unprepared or poorly prepared runways. In this case, the helicopter is usually operated in difficult conditions characterized by high levels of dust, environmental smoke, salt fog and precipitation of varying intensity, which adversely affects the characteristics, reliability and resources of the helicopter gas turbine engine.

The increased use of helicopters in such conditions indicates that the value of the dust cover device (ROM) cannot be underestimated.

To preserve the multi-purpose helicopters seems rational to develop ROM hung efficiency with new materials and technologies to reduce the impact of these conditions and increase the resource performance of the engine.

An example of this ROM is a dustproof device of multicyclone type (MC-ROM), designed for helicopters marks “Mi” at the Mil Moscow Helicopter Plant.

The design of the MC-ROM is two modules mounted on the power frame of the engine compartment. Each module is equipped with a dust ejector and cyclone panels. ROM modules are designed to be hinged, which allows the inspection of engines without dismantling the ROM. The ejector of the dust pump also has a folding design for full access to the engines. Cyclone panels are two paneling, equidistant to each other. Holes in the outer skin installed vortex tube, and coaxial with them holes of the inner cladding – outlet pipe. The vortex and exhaust tubes are a cyclone. Polluted dust air enters the MC-ROM and passes through the cyclones. The vortex tube, twisting the air flow, creates centrifugal forces that throw solid particles to the periphery of the tube body. Clean air from the Central zone of the vortex tube passes through the exhaust pipe and enters the engine. The dust-contaminated air is discharged through the annular gap between the exhaust tube and the vortex tube body into the space between the inner and outer skin of the IC ROM. Further, the polluted air is sucked out by the ejector along the dust removal path and thrown overboard.

The degree of purification of the ROM is about 96%, which is much higher than the ROM of the fungal type (the degree of purification is not more than 75%).

Model of choice rational parameters of the homing algorithm of the air-to-air missile for a destroying maneuvering air purpose

Toporov N.B., Sazhnev E.S.
MAI, Moscow, Russia

The solution to the problem of hitting a target with an air-to-air missile is the solution to the problem of creating the required kinematic overloads over the entire missile guidance section. When using medium and long-range missiles, the homing section is entrusted with the task of reducing the current miss.

This determines the increased requirements for methods for determining overloads at the homing stage, the most common of which is the method of proportional navigation.

In most papers dealing with this guidance method, the missile and the target are modeled in the same plane, and the value of the proportionality coefficient (mainly 2-3) is derived that is sufficient for successful guidance without time limits and without research on the optimality of such a choice.

To eliminate this drawback, it is proposed to consider the process of selecting the proportionality coefficient before homing on the basis of minimizing the predicted guidance time in the presence of

such uncontrolled factors as the exact relative position of the missile and the target at the time of homing and taking into account the maneuvering of the target.

To test the proposed approach, the corresponding mathematical and software was developed.

The maneuver of the target is formed from the assumption of the rational behavior of the enemy, i.e. when the target realizes that it is being attacked, it tries to maximize the time until it is possible to be hit by a missile, for which it performs a lapel from the missile and then maneuvers of the "snake" type with the given characteristics in terms of angle and overloads.

It is proposed to apply one of the decision-making criteria in the conditions of uncertainty to the set of estimates of the time taken to simulate the time before hitting the target from the start of the homing stage, namely the principle of a guaranteed result.

The study of the proposed methodology by the example of interception by a missile (whose characteristics are similar to the RVV-AE missile) gave a decrease in homing time from 40.71 seconds to 37.77 seconds. Studies on a wider range of initial conditions confirm this trend.

In this way, the application of the guaranteed approach to the determination of proportionality coefficients in both control channels makes it possible to carry out a rational selection of proportionality coefficients and reduce the homing time.

Research of the efficiency of performing refilling in air of aircomplements when solving the target task

Toporova M.I., Yakunin A.A.
MAI, Moscow, Russia

The effectiveness of aviation systems (AK) largely depends on their transport capabilities. The increase in the flight range of promising AKs is associated with an increase in take-off mass and, accordingly, the cost of the complex and stricter requirements for airfields.

In this sense, when operating in remote areas under conditions of limited AK reach, it is important to organize aircraft refueling in the air, which, in accordance with the requirements of the target, will increase the range of AK in the carrier-weapon system.

At the level of grouping aircraft, one of the key areas is the organization of joint actions of carrier aircraft and tanker aircraft in solving the mission.

Variants of practically relevant problem statements were considered:

• to form a rational plan for refueling in the air, which will provide the maximum combat load at a given line of use of weapons;

• create a plan for refueling in the air, which for the given boundaries of the use of weapons will provide the maximum number of carrier aircraft.

When solving the problem, the following air refueling parameters were considered:

• type of refueling (passing or oncoming);
• frontier refueling;
• the number of refillable media;
• amount of fuel transferred;
• the departure time of the group of each type of AK;
• the deployment of airfields based on carrier aircraft and tanker aircraft.

To evaluate the effectiveness and choose the rational option of refueling with an assessment of feasibility, a mathematical model has been developed. AK are described by the flight technical characteristics of the airframe and high-speed characteristics of the power plant.

At the level of aircraft grouping, the task of appointing a refueling vehicle as a carrier according to accepted efficiency criteria has been solved.

The following results were obtained: a software-algorithmic complex was developed that allows, based on the desired flight range, mass of combat load, line of its discharge, the number of carrier aircraft and refueling tanks to determine the minimum mass of fuel to be transferred to the AK, the refueling line, its type and scheme showing a possible operation; analysis of the effectiveness of refueling options depending on the conditions of use.

Studies have shown consistent results with practice. A formalized description provides a solution to the problem in relation to existing and promising complexes of each type.

Analysis of the power part architecture for short-medium-range aircraft control system with local hydraulic systems by reliability criterion

Trofimov A.A., Postnikov S.E, Smagin D.I.
MAI, Moscow, Russia

At this article a control system for a short-medium-range aircraft is considered as an object of study.

At the moment, most aircraft of this dimension use three centralized hydraulic systems, and electro-hydraulic servo actuators are used as surface actuators.

As an alternative, in this article the control system architecture with three distributed local hydraulic systems is considered. The use of local hydraulic systems will reduce the length of pressure and drain pipelines and, accordingly, reduce the pipelines weight , simplify maintenance and reduce power take-off from aircraft engines.

In the proposed architecture version of the control system power part, besides electro-hydraulic servo actuators powered by the corresponding local HSs, electrohydrostatic actuator powered by two independent power supply systems are used.

The considered architecture of the control system power part with local HS fully complies with the required standards for the control system reliability given in regulatory documents, such as AR-25 and CS-25.

The considered architecture of the control system power part with local HS is commensurate with the reliability of a typical version of the control system power part architecture.

The considered architecture requires further comparison with the standard version and optimization by mass and energy efficiency criterion since the implementation of the option with local hydraulic units will reduce the capacity of pumping stations compared to the standard version by reducing the number of consumers and exclude the laying of hydraulic pipes along the fuselage. These measures reduce the weight and increase the reliability of the HS by reducing the number of elements, but lead to an increase in the required power of the power supply system and generators.

Stressed state “border layer” in spherical shells

Pham V.T., Firsanov V.V.
MAI, Moscow, Russia

The classical theory of the Kirchhoff-Love type is currently used in the calculation of all types of connections in aircraft structures. The hypotheses adopted in this theory do not allow taking into account transverse deformations, which leads to errors in determining the stress state of plates and shells, especially in areas near connections, local loading, as well as rapidly changing loads.

This work investigates the stress state in the boundary zone of spherical shells based on a non-classical theory. The applied approach is based on the approximation of the required displacements of the shell by polynomials with respect to the normal to the median surface coordinate by two degrees higher with respect to the classical theory.

The boundary value problem to determine the additional self-balanced fast fading of the stress state "boundary layer" type is formulated on the basis of three-dimensional equations of elasticity theory and the condition of minimizing of the Lagrange energy functional. Its solution is carried out by successive application of the following methods: expanding of displacements and loads in the trigonometric series in the circumferential coordinate, finite differences, and matrix pass method. The calculations were carried out using a computer program.

Comparison of the results obtained in this work with the data of the classical theory allowed us to establish that near the rigidly pinched edge, transverse normal stresses, which are neglected in the classical theory, can comprise 40-48% of the maximum values of the greatest stresses. It should be noted that the normal tangential stresses of the shell are also significantly refined. This level of additional stress must be taken into account when assessing the strength and durability of shell structures.

Aircraft air conditioning system architectures with electric-motor-driven blowers

[1]Chekin A.Y., [2]Gubernatorov K.N., [2]Moroshkin Ya.V.
[1]MAI, [2]GosNIIAS, Moscow, Russia

The concept of future energy-efficient aircraft with an increased level of onboard system electrification leads to the need for a transition from the classical energy-consuming air intake from a jet engine compressor for operation of an air conditioning system (ACS) to the use of electric pumps or blowers, which will reduce the power taken from the jet engines up to three times. However, even in this case, ACS remains the most energy consuming on-board system. This determines the relevance of the task of creating a scientific and technical reserve for energy-efficient solutions of electrically-driven ACS.

ACS using electric pumps are characterized by a variety of possible options for architecture design, which requires a systematic approach to solve the problem of structural, parametric synthesis and design of such systems.

A combinatorial-logical method for the structural synthesis of ACS using electric blowers based on a graph- tree of technically feasible solutions is proposed. The method is built on the basis of a number of joint works and a wide patent research. The method is a directed graph of the generalized structure of ACS, the vertices, edges, connections and restrictions of which form alternative and, in many cases, non-obvious structural solutions. The constructed base graph-tree is subject to objective and compositional development, as well as to the formation on its basis by means of discrete mathematics of computer programs for the structural synthesis of electrically-driven ACS. The sequential expansion of this method by introducing mathematical models of objects (graph-tree vertices), objective functions, and CAD components will allow us to form a system of automatic face design of the optimal electrically-driven ACS as a tool for creating a scientific and technical reserve in this area.

In the presented simplified form, the graph-tree of technically feasible solutions can serve as a classifier of this systems and a tool for generating efficient architecture solutions.

Numerical simulation of aerodynamic interference of two single-rotor helicopters flying near the ground surface

Shomov A.I., Ignatkin Yu.M., Makeev P.V.
MAI, Moscow, Russia

It's known that in the mode of helicopter's horizontal flight starting with V≈7.5 m/s the free wake of the main rotor (MR) begins to collapse into two powerful secondary twisted vortex (STV). STV create a powerful field of induced velocities in the surrounding space in some cases having a significant impact on the tail rotor (TR) [1]. In the case of a helicopter flight close to the earth's surface the latter significantly affects the formation of MR wake structure. At the same time it's possible to generate vortex structures that are not observed when flying outside the surface [2]. Hovering in the wind is also equivalent to flying a helicopter at low speeds. STV MR can have a significant inductive effect called aerodynamic interference (AI) not only on the TR, but also on the MR of another helicopter located near the first. At the same time complex AI phenomena of two helicopters MR and TR wake become more complicated when flying near the surface. These circumstances determine the relevance of this problems study. The extreme complexity of the rotor wake shapes in such modes requires the use of modern computational models. In this paper the results of modeling AI of combinations of MR and TR of two single-rotor helicopters in flight near a surface on the basis of a free wake model [3] are demonstrated. Three calculated cases are presented: the flight of two helicopters at different heights above the surface, the flight of a helicopter near a hovering helicopter, the flight of helicopters near the surface with sliding in crosswind conditions. The results of rotor wake visualization, induced velocity fields, the calculated rotor's aerodynamic characteristics, and the AI effect are presented. Prospects and ways of development of this direction of researches are analyzed.

1. Ignatkin Yu.M. et al. Numerical studies of aerodynamic characteristics of the combination of the main and tail rotor taking into account aerodynamic interference for the Mi-8/17 helicopter when flying at low speeds with sliding. Polyot, №5, 2017, pp. 30-39.

2. Ignatkin Yu.M. et al. Computational modeling of aerodynamic characteristics of main rotor at hover with crosswind with ground effect based on free-wake model. Polyot, №6, 2018, pp. 68-76.

3. Ignatkin Yu.M. et al. A Nonlinear Blade Vortex Propeller Theory and Its Applications to Estimate Aerodynamic Characteristics for Helicopter Main Rotor and Anti-Torque Rotor. Vestnik MAI, vol. 16, no. 5, pp. 24-31.

2. Aviation and rocket engines and power installations

Computational and experimental investigation of a weakly diverging ion beam source

Cherkasova M.V., Mogulkin A.I., Nigmatzyanov V.V., Peysakhovich O.D.
MAI, Moscow, Russia

A source of ions with a small beam divergence angle, high-frequency inductively coupled discharge and three-grid slit ion-extraction system of quasipirse geometry for transporting objects of space debris to the disposal orbit by acting on them with an intense ion beam injected from the spacecraft, is considered. The results obtained during the experimental testing verified the possibility of using an ion source of such type as an ion injector, which can be installed on board a next-generation spacecraft for the removal of space debris objects.

The idea of removing large space debris objects (SDO) from the near-earth space gave rise to the development of technology of weakly diverging ion beam. The essence of this idea is the impact of an intense ion beam on SDO [1]. The distance between the spacecraft and the SDO in the process of transporting the SDO to the disposal orbit should exceed the sizes of both objects. This distance could be about 30 or 60 meters that defining the required length of the ion beam and the value of the divergence angle of the beam.

This work was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation. Agreement Number: 05.604.21.0211. Unique identifier of the project: RFMEFI60419X0211.

Literature:

1. Bombardelli C. and Peláez J. 2011. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, V. 34, No. 3, doi: org/10.2514/1.51832.

The investigation of the influence of engine design parameters on the specifications, performances and aerodynamic drag of power plant for a supersonic business jet of the 2030s

Alendar A.D., Grunin A.N., Siluyanova M.V.
MAI, Moscow, Russia

In this paper, the power plant of the supersonic passenger aircraft is developed. An aircraft with a maximum Mach number of 1.8, maximum take-off weight of 55 tones, passenger capacity of 8-12 and flight range of 7500 km is considered. The power plant consists of two turbofan engines (TF) with flat variable air intake device, full expansion supersonic variable nozzle without afterburner. The parametric analysis is executed to develop optimal specifications of TF. Design values of the jet stream velocity and nozzle critical section expansion ratio are varied on take-off low-noise mode (Mach number is 0.25, altitude is 0 km). The influence of different design values of parameters on the take-off low-noise mode on the effective characteristics, dimensions and other parameters of the power plant is considered. Thus, reducing the jet stream velocity from 400 to 300 m/s increases the fan diameter by 17%, decreases the number of fan stages from 2 to 1, and increases in take-off thrust by 10%. An increase in the nozzle critical section expansion ratio from the value corresponding to the aerodynamic stability factor of the fan 20% to 50% leads to a decrease in the required area of the inlet of the Fan by 14%, an increase in the number of fan stages from 1 to 2, and an increase in take-off thrust by 47%. To select the optimal design values of the jet stream velocity and the nozzle critical

section expansion ratio, the influence of these parameters on the SU effective characteristics at the maximum cruising (H=18 km, M=1,8) and transonic (H=10 km, M=1,2) modes was studied. The calculation is performed for three values of the jet stream velocity (400, 350 and 300 m/s) and for four values of the aerodynamic stability factor of the fan (50, 40, 30 and 20%) at low-noise take-off mode. The calculation results showed that the engine with a design jet stream velocity of 350 m/s and the nozzle critical section expansion ratio corresponding to the aerodynamic stability factor of the fan 40% is the most optimal for the combination of economic, design and operational factors.

The technology of creation of high-energy small-sized current sources, electric accumulators and biomagnitospheric energy converters for power and emergency electrical systems of the aircraft

Androsovich I.V., Siluyanova M.V.
MAI, Moscow, Russia

Directions and basic technologies of turbofan electrification for "electric" aircraft include the use of an integrated starter-generator, an electric drive of pumps in the fuel supply system, magnetic suspension of the engine rotors, etc. There are no hydraulic pumps, hydraulic and pneumatic pipelines On the "all-electric" GTE, which will allow in the future to abandon the drive box on the engine [1-2]. This allows you to reduce the weight of the engine by 10-15 %, reduce the heat of the fuel system by 20 ... 30 degrees, reduce the cost of maintenance by 2...3 times, improve the tech.characteristics of aircraft and their combat readiness.

The implementation of these advantages is possible with the use of the following basic technologies: highly integrated heat-resistant element base, including power; rare earth magnets; electric drive and generator with specific gravity < 0.2 ... 0.5 kg/kW; high-speed electric generators; Smart-sensors and Smart-actuators for the construction of distributed intelligent systems.

Analysis of the impact of electrification on turbofan engine performance showed that the deletion of inlet air for cooling electronic equipment of the aircraft, cockpit and pressurization tanks when using an independent source of compressed air will improve engine thrust for these modes at ~1.5...3.5 %, and specific fuel consumption at cruising mode to be lower by ~1,2... 1.8 %.

With the availability of the most advanced modern and promising technologies, when it will be 0.2...0.5 kgf/kW, the mass of the "all-electric" turbofan will be less than the mass of the modern engine.

References:

1. Design of an electric generator for an aircraft with a hybrid power system Varyukhin A.N., Ismagilov F.T., Vavilov V.Y., Ayguzina V.V., Gordin M.V. in the collection: 2019 26th International workshop on electric drives: improvement in efficiency of electric drives, IWED 2019-proceedings 26. 2019.

2. On the choice of structural schemes of the electric generator of the aircraft with a hybrid power plant Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Ismagilov F.R., Vavilov V.E., Gordin M.V. Bulletin of the Ufa state aviation technical University. 2018. T. 22. No. 4 (82). Pp. 94-100.

Selection and optimization of the design and parameters of recuperators installed in the exhaust part of aircraft gas turbine engines

Ardatov K.V., Nesterenko V.G., Dovgun E.A.
MAI, Moscow, Russia

The design solutions and the method for selecting the parameters of the TVD recuperators (TVLD) with corrugated Frenkel type plates are considered. The system of heating the air leaving the compressor in the exhaust pipe of this engine is investigated. In the recuperator installed in this branch pipe, the air temperature rises, after which it returns to the entrance to the combustion chamber. Fuel consumption is reduced and the efficiency of a gas turbine engine is increased by about 25 ... 40%. The mass of the designed recuperator should be minimal and should not exceed 10-15% of the dry weight of the designed engine. The plates used in the recuperator must have a minimum thickness of the order of 0.1 ... 0.3 mm. Due to the small thickness of these plates in their welded joints with each other, cracks and gas leaks may occur due to the influence of the temperature gradient between the

cold and hot sides of these plates. Therefore, the thermal efficiency of the recuperator during its operation is reduced. This defect can be prevented if the joints of the cold and hot plates of the recuperator are used compensators for their thermal expansion. The recuperative cycle with tube or plate type heat exchangers is widely used in land based gas turbine plants. In aviation power plants, for example a Rolls-Royse Turbo-shaft engine RR 250 C30 R/3, with combined tubular-plate heat exchanger Frontline aerospace (USA). It is used on a large number of foreign helicopters. In this type of recuperator, heat transfer is intensified when hot and cold gas flows around individual oval tubes located between flat plates arranged in a chess order. Compared with a recuperator designed with Frenkel type plates, it has less efficiency and compactness. The fuel economy of a turbo shaft engine with a capacity of 800 hp was calculate. Recuperators have various efficiency, the degree of recovery varied from 0.40 to 0.89. The degree of increase in air pressure in the compressor from 6.6 to 11.0 and the gas temperature in front of the turbine from 1200 to 1500 K were also varied. Data were obtained on the influence of the above parameters on the specific fuel consumption of a turbo shaft engine with a recuperator. The required area of the plates of the Frenkel type recuperator is determined for different values of the Nusselt criterion (number). It is advisable to continue this work.

Mathematical modeling of the flow regulator fuel components of liquid propellant rocket engines

Aung K.M., Kolomentsev A.I.
MAI, Moscow, Russia

The liquid flow regulator is one of the main units of any LPRE scheme. Flow regulators are designed to maintain the flow rate of fuel components with a given accuracy or change according to a certain program of the main parameters of the LPRE in conditions of changes in external and internal perturbing factors.

As the Executive body of the engine traction control system, they are used in modern multi-mode engines, for example, RD253, RD120, RD170, RD180, RD191.

Flow regulators are divided into two groups: direct and indirect action regulators. In modern LPRE, direct-acting flow regulators are widely used.

The properties of the flow regulator and its effect on the engine are determined by static and dynamic characteristics.

Changing the flow rate of fuel components through the regulator in the operating mode is due to changes in the area of the cross-section of the throttle opening and moving its movable part (spool).

The stasis is positive if the pressure drop on the regulator increases with an increase, if the flow rate decreases, then the stasis is negative.

The negative stasis of the flow regulator is manifested by the simultaneous implementation of a large pressure drop on the regulator in combination with a large flow of the fuel component through the regulator.

One of the main factors influencing the value of stasis is the hydrodynamic force acting on the edge of the spool in the holes regulated by it.

The magnitude of this force depends on the thickness of the spool edge, the differential pressure at the spool holes and the flow of the component through the regulator.

A system of equations describing the operating processes under normal operation of the fuel component regulator is presented.

Application of Ion Propulsion Systems for Space Experiment on board the International Space Station

Akhmetzhanov P.V., Bogatyi A.V., Obukhov V.A., Popov G.A., Plokhikh A.P.
MAI, Moscow, Russia

Since 2010 a number of research and development works on study and production of radio-frequency ion thrusters (RIT) of various power levels, including for small spacecraft, have been carried out at the RIAME MAI.

The International Space Station (ISS) provides great opportunities for testing various space units and systems and making scientific experiments using such equipment. At present, MAI is developing the RIT-based ion propulsion systems (IPS) to be used in space experiment on board the ISS.

Main aim of the planned space experiment:

• The IPS testing and obtaining of experimental data on the peculiarities of RIT operation under space conditions. The paper will present results of ground experimental studies of the RIT model.

• Parallel tests of the second flight model in ground conditions for the purpose of comparison performance characteristics in space and under ground conditions;

• The return of the thruster main elements (gas-discharge chamber and ion-extraction system) to the Earth after the operation on board the International Space Station to conduct a comparative analysis for the erosion of the accelerating electrode of the ion-extraction system – a critical element of the ion thruster structure in terms of lifetime;

• Study the propagation of the charge-cloud compensated ion beam in the ionospheric plasma, taking into account the effect of the Earth's magnetic field;

• Study of the possibility of registering the self electromagnetic emission of the thruster by radio-electronic means available on board the International Space Station.

The performance of space experiment will make it possible to take a next step in the development of highly efficient ion thrusters for small spacecraft and to verify their operational characteristics, the lifetime including.

The electrode manufacturing for ion optical devices of the radio frequency ion thruster

[1]Burkhanov G.S., [1]Yusupov V.S., [2]Belelyubskii B.F., [1]Lazarenko G.Yu., [1]Prosvirnin B.B.
[1]IMET RAS, [2]Moscow Polytech, Moscow, Russia

The object of study in this work was the electrodes of ion-optical systems of a high-frequency ion engine. The purposes of the work are the development of manufacturing technology of single sets of emission and accelerating electrodes of titanium alloy for the reduced-dimensional layout of RFID and the analysis of titanium alloys for use in new technology.

The analysis of titanium alloys of domestic production from the standpoint of the conditions for manufacture and operation of RFID electrodes is carried out. The structural state and phase composition were considered on the basis of published data on double state diagrams of titanium with transition metals, ternary and multicomponent alloys, and the conditions for the formation of mechanical and functional properties were considered also.

On the basis of the carried out developments and experiments on production of reduced-dimensional electrodes of IOS from the titanium-based alloys the recommendations on production of prototypes of emitting and accelerating electrodes were developed. These recommendations include a complete set of technological operations, production of billet and rolling of sheet material from titanium alloy, the features of the technology of cold stamping of the thin-walled electrode and turning of the thick-walled electrode, technological modes for all manufacturing operations had been identified and tested. Taking into account the large-scale difference and the difference in the material used, some of the recommendations can be adjusted during the production of experimental full-size samples.

The result of the work was the use of the electrodes in the reduced-dimensional layout of RFID to determine the parameters of the engine and the working conditions of the electrodes.

Real-time LRE functional diagnostics system

[1]Belyaeva N.V., [2]Levochkin P.S., [2]Martirosov D.S., [1]Kolomentsev A.I.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]NPO Energomash, Khimki, Russia

NPO Energomash has developed and is regularly using a system of functional diagnostics (SFD) of liquid-propellant rocket engines (LRE) that have passed the fire test. Diagnosis is carried out by comparing the averaged at each stationary mode values measured on a running engine and calculated according to the reference mathematical model of processes of slowly varying parameters (IMF) in accordance with technical requirements.

The search for methods to improve the SFD in order to prevent the development of emergency situations during the fire test, namely the determination of the time of the occurrence of the malfunction and control of the parameters during the development of the malfunction, led to the idea of using a standard SFD in the continuous telemetry scanning mode.

The aim of the work is to create an effective real-time LRE functional diagnostic system for increasing the safety of fire tests.

The problem of developing hardware and software for carrying out diagnostic procedures with a specified time resolution of not more than 0.02 s and output of diagnostic information in the form of tables, protocols, graphic information at the rate of fire tests (OI) are solved.

According to the presented results of the development of the LPD of the LRE, based on the control of deviations of the measured slowly varying process parameters from the reference mathematical model and working in real time, we can conclude that such a system provides a determination of the instant of occurrence and localization of a slowly developing malfunction. The formed diagnostic concept allows you to generate a pre-emptive signal, preventing the occurrence of an emergency leading to the destruction of the engine and the material part of the fire stand. The implementation of SFD can be carried out on the basis of the existing elemental base – hardware-software complex and computer technology.

The influence of the structure and density of netting on the characteristics of the impact of a plasma jet of a stationary plasma thruster on net surfaces

Blyakharsky Y.S., Blyakharsky S.S., Nadiradze A.B., Rakhmatullin R.R.
MAI, Moscow, Russia

Net surface (NP) of the threads on the metal base using widely on spacecraft. It can be filters, screening nets, mats of screen-vacuum thermal insulation, etc. The functional capabilities of the joint venture are due to the manifestation of unique physical, mechanical, and electrical properties. In some cases, to improve the properties, thin coatings are applied to the threads of the net surface.

When a jet of an electric propulsion (EP) acts on a net surface, it is sputtered. Sputtering products can be deposited on optically sensitive surfaces of the spacecraft, leading them to contamination. As a result, the optical coefficients change, for example, the emission and absorption coefficients.

In this paper, we consider parametrized 3D models of net surfaces of three types: “glad”, “loop”, and “ring” with different variations in the density of netting of threads. The surface material of the filaments is gold, the bombarding ions are xenon, 300 eV.

By calculation, the integral characteristics of NS sputtering (sputtering coefficient and sputtering indicatrix) were obtained depending on the parameters of the netting of the threads. It is shown that the density of netting of threads has the greatest influence on these parameters. The influence of the NS structure, azimuthal and polar angles of incidence is estimated at 20%. This influence is most pronounced at sliding incidence angles (more than 70-80), when the transmittance of the NS begins to increase sharply.

It is also established that the maximum flux density of the sputtering products at the NS is directed toward the ion source, in contrast to a smooth surface, where the flux of atomized particles is directed in the opposite direction from the source.

Design models of nozzle devices with internal deflector for measuring thrust and pressure in the flow

[1]Bogdanov V.N., [2]Khmelevsky A.N.
[1]MAI, [2]MSU, Moscow, Russia

One of the variants of nozzle devices (ND), able to compete with traditional Laval nozzles, is considered ND with a semi-closed cavity – a resonator with an annular input section and a conical (cylindrical) output nozzle. The advantage of such a ND compared to traditional nozzles is its compactness and the property of auto-adjustability, that is, adaptability to external flight conditions when changing the parameters of the atmosphere.

In General, through the radial ring perpendicular to the axis, high-temperature combustion products or energy-saturated activated working medium are fed to the resonator at a sound speed, which burns

out and flows into the surrounding space. The paper considers the design of models of ND with an internal deflector and describes their features associated with the measurement of ND thrust and pressure in the flow, as well as pressure on the traction wall of the nozzle. In the pulsed aerodynamic stand of the Institute of mechanics of MSU, the flow in such nozzles and their traction characteristics are studied. During the working cycle of the stand, a quasi-stationary phase of gas expiration with a duration of 50-100 ms is realized in the ND.

Since the process of blowing ND in the stand is fast-flowing, the operating frequencies of the sensors should be high enough. In addition, the range of the studied temperatures of the working environment can reach 3500 K. This requires the use of thermal protection elements when mounting the sensors, which should not significantly underestimate their frequency characteristics. When measuring the force to the structure with a strain gauge requirements to minimize the weight of the movable part of the traction measurement system.

On the basis of previous studies, design models of the ND have been developed, providing the ability to measure the thrust and gas pressure in the flow, as well as the pressure on the surface of the ND traction wall. Recommendations for installation of pressure sensors are presented.

Numerical calculation of gas exchange in two-stroke engine

[1]Borisenko I.V., [1]Grishin Yu.A., [2]Bakulin V.N.
[1]BMSTU, [2]IAM RAS, Moscow, Russia

Nowadays the problem of reducing the toxicity of exhaust gases becomes more and more difficult. A number of very effective measures have already been taken in search of reducing exhaust toxicity: increasing boost pressure, direct injection of fuel into the combustion chamber, variabling phases gas exchange system, electronic control system, etc.

Researches and practical applications have shown that to solve this problem, a method of supplying part of the exhaust gases to the engine cylinders together with a fresh charge can be used. To date, the so-called EGR system is most widely used for this. It implements the principle of external recirculation, when a very definite part of the exhaust gases is taken from the exhaust system and transferred to the inlet. In a structural respect, the system is quite simple and reliable, but not without a drawback – the selection and movement of part of the gases from the exhaust system to the intake is accompanied by noticeable gas-dynamic losses.

However, the required share of exhaust gases in the cylinder can be achieved not by returning through the EGR system with the corresponding gas-dynamic losses, but simply by leaving this part of the gases in the cylinder as a result of incomplete cleaning during gas exchange. This phenomenon is well known as a characteristic feature of two-stroke engines.

The calculated data show a significant superiority of the two-stroke valve-controlled engine compared to modern four-stroke engines. Even engines with a slightly larger four-stroke displacement have less power and torque.

A valve-type two-stroke engine has significant advantages over a four-stroke engine. Power and torque increase up to 40% over the entire speed range. Internal recirculation with a share of exhaust gases in the range of 18% provides the currently required and prospective reduction in exhaust toxicity. An engine with such a combination of characteristics will be in demand in all areas of application: from small-scale mechanization, automobiles, diesel locomotives to light-engine and unmanned aircraft.

Numerical simulation of small-size rocket engine combustion chamber and nozzle heating during pulsed operation

Borovik I.N., Borovikov D.A., Morozova J.A.
MAI, Moscow, Russia

In developing new liquid propellant small thrust rocket engines, along with the traditional experimental approach, methods of mathematical modeling of work processes and automation of fire experiments have gained wide application. Mathematical modeling accompanies the entire production cycle of the engine, can significantly reduce time and cost of developing rocket engine.

In this paper, we consider a technique for simulating the heating of combustion chamber wall and its cooling after turning off the engine, in a three-dimensional non-stationary setting using the Ansys CFX software. At the first stage, the boundary conditions for the gas in the combustion chamber are set, and the steady state calculation is carried out. The result of the steady state calculation is used as an initial approximation for the transient calculation of the rocket engine wall heating. To use the result of wall heating simultaneously with the cold state of the flow in the combustion chamber, a short intermediate calculation with an insulated wall is used. In the final calculation of the wall cooling, the initial file of the hot wall result from the isolated formulation and the initial state of the gas regions specified using the functions were added as initial conditions. The key features are multistage usage of stationary and non-stationary calculations, usage of different initial approximations in various ways, usage of engine symmetry, and usage of different time steps for different calculation areas.

As a result of the calculation, flow patterns in the engine in the hot and cold state were obtained, as well as a change in the thermal state of the engine wall during 100 seconds of operation and the subsequent 100 seconds of cooling.

The totality of the considered method allows simulating the dynamics of the engine for a long time (minutes, hours) in three-dimensional setting, under the restriction of time and computational resources.

Development of a small turbofan engine for an unmanned aerial vehicle

Borovikov D.A., Ionov A.V., Tezikov S.E., Spirin I.V.
MAI, Moscow, Russia

Small-sized gas turbine engines with a thrust of up to 1000N are becoming more common. However, all serial engines are simple turbojet engines, which does not allow them to achieve high specific parameters.

The work is devoted to solving multiple level problems, that appear during small-size turbofan engine development such as: profiling a supersonic high-speed fan by the multicriteria optimization method in a quasi-three-dimensional formulation taking into account the strength properties; integration of fan into turbo jet construction; three-dimensional calculation of turbine performance in engine system; turbofan engine project parameters optimization bypass ratio, pressure ratio, gas temperature accomplished with ThermoGTE software, taking into account restrictions on the balance of power and strength of blade machines, using the performance of all engine parts calculated in a three-dimensional formulation; small-size turbofan engine altitude-airspeed performance for different engine configurations; comparison of engine parameters in case of Mach number 0 and altitude of 0m. in the “maximum” mode with each other and with simple turbojet engines; developing a mathematical model for modeling the aircraft dynamic with engine during flight mission by ThermoGTE and MathLab software (excluding engine rotor dynamic); developing a mathematical model for modeling the dynamics of aircraft flight taking into account the dynamics of engine transient processes in the Amesim software; calculation of aerodynamic performance of unmanned aerial vehicle, taking into account an influence of a jet stream at various angles of attack in three-dimensions; simulation of flight missions with various engines in the MathLab software package, comparison of engines according to high-level criteria: maximum mission range, maximum flight speed and maximum static altitude.

The calculation results showed that the transition to a turbofan engine can lead to a decrease in specific fuel consumption by 20% and an increase in thrust by 50% without an increase in temperature, and a decrease in specific fuel consumption by 30% and an increase in thrust up to 300% in case of modern jet engines temperature level, at the maximum bypass ratio restricted by titanium blade strength.

In the aircraft system, replacing the engine led to an increase in flight altitude from 3,000m to 9,000m, an increase in flight speed from 0.25 to 0.5 Mach numbers, and an increase in flight range from 600 to 1,500km.

Investigation of the thermal and mechanical interaction coaxial cylindrical pairs of power plants

Bykov L.V., Ezhov A.D., Artemchyk N.V., Arefiev N.O.
MAI, Moscow, Russia

Some of technical devices (cylindrical rolling and sliding pairs, elements of thermionic converters, reactors, composite combustion chambers, etc.) have surfaces of coaxial cylinders adjacent to each other. In the case of heat flow passing through a similar pair of cylinders, a temperature difference is formed in the contact zone, and as a result, thermal contact resistance.

One of the main features of the contacting of closed surfaces formed by hollow cylinders, fitted one into the other with an interference fit or preliminary clearance, is the dependence of the specific pressure on the seating surfaces on the temperature regime, cylinder sizes, fit, thermal and mechanical properties of the contacting materials.

The developed method for determining contact thermal resistance based on a real profilogram of surfaces makes it possible to integrate thermal conductivity calculations, depending on the pressure being changed, into the heat-strength calculation of contacting a coaxial cylindrical pair of a power plant.

The analytical dependencies developed by other authors for determining the contact thermal resistance are of limited use, since they were obtained under specific experimental conditions and for a narrow range of materials. Thus, when new materials are used in the design, including composite, there is a certain error that does not allow reliable determination of thermal fields and fields of equivalent stresses in the product.

Using a real profilogram of the surface of the contacting parts, observing the boundary conditions of use, will allow to eliminate the above described errors at an early stage, and ultimately solve the main features of the contacting of coaxial cylindrical pairs of power plants.

Research of aerodynamic characteristics of blades of high pressure turbines of small dimension gas generator

Vyatkov V.V., Remizov A.E.
RSATU, Rybinsk, Russia

The base gas generator of the “small” dimension bypass engines will have a reduced air flow rate of about 3.5 kg/s according to the parameters at the compressor outlet. Under these conditions, it is difficult to obtain high values of the efficiency of a high pressure turbine. In addition to improving computer-aided design methods, it is necessary to take into account the dimension and cooling system of the blades when determining the aerodynamic characteristics of the blade crowns at the early stages of design

At the present stage of development, turbine blades are of an intermediate type in terms of the dynamics of secondary flows. Secondary flows begin to interact with each other in the interscapular canal. It is the physical complexity of the weak interaction of the secondary flows that makes the determination of the aerodynamic characteristics of lattices of such a dimension a difficult task. The authors conducted a wide range of numerical and experimental studies of nozzle apparatuses of a high-pressure turbine under conditions typical of a high-pressure turbine of a two-circuit small-sized engine. Based on the research results, the following conclusions can be made.

1. The selection of the main parameters of the blades of a high pressure turbine must be made taking into account the influence of secondary flows on the distribution of flow angles and losses along the interscapular channel.

2. A decrease in the height of the flowing part of the nozzle apparatus is accompanied by a change in the exit angle of the flow and redistribution of losses along the interscapular channel.

3. A promising way to reduce the intensity of the secondary flows in the interscapular canal is the profiling of the end surfaces. When blade vanes with cylindrical end surfaces work under conditions of the beginning of the interaction of secondary flows, asymmetric profiling of the end surfaces eliminates this interaction, thereby reducing losses.

4. Already in the early stages of turbine design, it is necessary to introduce constructive measures to increase the gas-dynamic efficiency of the flow part. In this case, for each type of lattice, it is necessary to apply their own methods of combating secondary flows.

Analysis of the state of the LRE after the fire test using diagnostic model containing the contour of the Thrust Balance Orifice and Lift-off Seal of MTU

Gemranova E.A., Martirosov D.S.
NPO Energomash, Khimki, Russia

The analysis of the work of the LRE based on diagnostic model that contains the contour of the Thrust Balance Orifice and Lift-off Seal of MTU, according to the telemetry received after carrying out the fire tests, culminating in regular and emergency shutdowns at the commands generated by the system of emergency protection when the parameters of the rocket engine limits.

It is shown that the diagnosis of the MTU Lift-off Seal and Thrust Balance Orifice is not possible only with the measurements of parameters at the engine inlet, as well as pressures, flow rates of the main flows of fuel components, the rpm of the MTU shaft and booster pump units, and other directly measured parameters.

It is shown that engines emergency shutdowns were caused by the imbalance of forces on the MTU angular contact ball bearing and unacceptable pressure in the Lift-off Seal were determined.

The graphic illustration of time point determination, when malfunction is appearance, and its localization in a contour of Thrust Balance Orifice and Lift-off Seal and other contours of LRE is presented.

It is shown that in the case of the types of malfunction considered, the functional diagnostics system using this diagnostic model can develop a command to the engine shutdown significantly more earlier than the emergency protection system operating on the principle of reaching the limit values by the parameters of the LRE.

Neural network simulation development

Glukhovskoi E.S.
NPO Energomash, Khimki, Russia

NPO Energomash is a developer and manufacturer of a unique unified range of oxygen-kerosene LRE (RD-170/171, RD-180, RD-191, RD-181) with energy and performance characteristics superior to foreign and domestic engines. To date, more than a thousand fire tests of RD-170/171 engines have been conducted.

It should be noted that the achievement of such high performance was achieved in the middle of the last century, not least due to the organization of experimental testing of units, units and LRE in General at 70 stands of NPO Energomash, which was possible only with the existing volumes of funding at that time.

In the period from 1963 to 1989 in NPO "Energomash" together with a number of organizations, under the General scientific leadership of niitp (now Research center. M. V. Keldysh) carried out research, design and experimental studies on space rocket engines and power plants based on the gas-phase nuclear reactor (GFAR) to create a gas-phase YARD (GFAR) and gas-phase nuclear power plant (GFAR).

As a result of the performed research, the principal possibility of creating space propulsion and power propulsion systems with an unprecedented combination of high energy and mass characteristics was shown: a GFARD with a specific impulse (2...5) x 103 s at a thrust of tens to hundreds of tons and a GFNEU with an electric power of hundreds of MW at a specific mass of 1 kg/kW.

The conducted experimental studies on the problem OF GFAR, which gave positive results, had the character of mathematical modeling only of individual processes; complex modeling and full-scale experiments, which would be a demonstration of the possibility of creating a GFAR, were not carried out, which, apparently, led to the closure of this topic in 1990. However, it should be noted that, although the time for global space projects has not yet come, an urgent task now is the

development of neural network modeling technology, the use of which leads to a reduction in the time of bench testing of products, as well as to an increase in the quality of their manufacture.

Currently, JSC "NPO" Energomash" is working in the field of artificial neural networks for their further use in predicting the results of existing products, or data analysis.

Perspective development trends of electric propulsions for small spacecraft of multi-satellite orbital constellation

Golovin A.S., Sizov A.A., Tverdokhlebova E.M., Khartov V.V.
TsNIIMash, Korolev, Russia

The paper speaks to the new class of space challenges emerging in the world at present time due to development of the market of multi-satellite orbital constellations (OC) comprising small spacecraft (small SC) for which there are barely any available propulsion solutions in Russia.

Key aspects of such orbital satellite constellations are operation on low-earth orbits, that requires drag compensation on a regular basis and precise positioning for each SC in the OC.

The thrusters for these small SC shall have the following features:

• Very low mass and sizes;
• High technological efficiency associated with large-scale production;
• High reliability in unlimited start/stop cycles;
• Low thrust, high impulse, thrust throttling control.

The paper covers thermocatalytic thrusters (TCT), stationary plasma thrusters (SPT), pulsed plasma thrusters (PPT), ion thrusters featuring various ionization methods which are manufactured in Russia. It is required to develop the mentioned fields, perform the works on miniaturization of the designs available, and ensure large-scale production of propulsion systems (PS) for small SC.

The electric propulsion thrusters (EPT) without any groundwork performed in Russia are reviewed in the paper as well: colloid electric thrusters (based on electrospray technology) and EPT that use water as propellant. To level Russia standing behind other space-faring nations in the areas mentioned, it is required to perform groundwork on addressing this issue.

The computation of charged particle density in the discharge chamber of a radio-frequency ion thruster

Gordeev S.V., Kanev S.V., Khartov S.A.
MAI, Moscow, Russia

Currently, electric propulsion is used for spacecraft motion control. Ion thrusters are perspective, since they ionize the propellant, accelerate it with electrostatic force and, for this reason, they have comparatively high specific impulse. In this paper the ion thruster with propellant ionization in a radio-frequency discharge (RIT) is considered. The thruster consists of a ceramic discharge chamber, a coil, a gas-electric isolator and an ion-extraction system. The propellant is ionized in the discharge chamber and then originated ions are accelerated in the ion-extraction system. To investigate the processes in such thrusters we need to develop mathematical models of these processes. In the RIT discharge chamber radio-frequency discharge is sustained. The gas (Xenon) is fed there and then is ionized by colliding with electrons which are accelerated by electromagnetic field. The field is generated by radio-frequency current in the coil. Currently, there are a significant number of mathematical models of the discharge in the RIT chamber, but they either do not allow one to analyze the processes in the discharge, or consume a significant amount of computing resources. In this work, we propose a method for calculating the charged particle density in the RIT discharge chamber. This method is based on the calculation of ion trajectories in an electric field, which arises due to a more intensive escape of particles having higher mobility i.e. the electrons to the walls from the plasma. The created mathematical model allows one to obtain the distribution of ion density in the considered area with consumption a moderate amount of computing resources. To verify the model, an analytical solution was used, for the ion density distribution in a spherical volume at a constant, uniformly distributed over the volume ionization. Good agreement of the computation with the analytical solution is obtained. The developed model can be used to compute the RIT parameters and to analyze the processes in the discharge chamber.

Dynamic engine boost modelling for unmanned aerial vehicles

[1]Grishin Yu.A., [2]Bakulin V.N.
[1]BMSTU, [2]MAI, Moscow, Russia

The periodic nature of the working processes in the piston engine cylinders is the cause of vibrational dynamic phenomena in their gas-air paths. These phenomena can be used to significantly improve the main engine parameters – power and fuel efficiency. In this case, the inlet pipes are adjusted for dynamic injection, i.e. the length and throughput section of the individual pipes per engine cylinder are selected. At the beginning of the inlet into the cylinder in front of the valve, a vacuum is formed, and a vacuum wave is transmitted to the open end of the inlet pipe, where it is reflected by a compression wave. Selection of the geometry of the individual pipe allows to ensure that the compression wave arrives to the cylinder at the most favorable moment before closing the valve. This leads to a significant increase in the filling factor and, consequently, the power gain on 10-20% and improves engine fuel efficiency by 5-10%.

Powerful engine forcing with simultaneous increase of efficiency is especially important for piston engines installed on unmanned aerial vehicles (UAVs) of various purposes, as it will provide increase of flight characteristics, increase of flight time. At the same time, there is a tendency to use diesel engines powered by kerosene as the most economical ones on mid-range UAVs.

Numerical methods of gas dynamics are now widely used to calculate unsteady gas-dynamic processes.

Design calculations of an air-air heat exchanger as part of a turbojet dual-circuit high-thrust engine

Grunin A.N., Alendar A.D., Siluyanova M.V.
MAI, Moscow, Russia

The air-air heat exchanger plays a significant role in the possibility of implementing an effective cooling system and engine performance in general. But in the early stages of engine development it is not possible to choose the only version of the air-air heat exchanger, in view of the significant differences in its design schemes and characteristics.

The significant multi-mode of modern engines and the need for deep regulation of the cooling system requires taking into account the characteristics of the air-air heat exchanger, starting from the earliest stages of design. For example, at the stage of pre-design estimates of the engine, when the design of the air-air heat exchanger cannot be unambiguously determined unambiguously, this requirement can be fulfilled by using a generalized mathematical model that physically correctly couples input and output parameters of the air-air heat exchanger in the pre-design mathematical model of the engine.

In this work, based on the application of the mathematical model of a tubular multiple-flow heat exchanger in the mathematical model of the engine, the geometric and thermo-hydraulic characteristics of the air-to-air heat exchanger of the demonstration engine in the thrust class of 35-40 tf at the maximum cruise mode corresponding to the Mach number are determined flight 0.85 and altitude 11 km.

The relative flow rate of cooling air is constant according to the operating modes of the gas turbine engine, the pressure loss at the inlet to the channel in which the air-air heat exchanger is located and at the outlet of it is 1%. Calculation of losses along the path of the "hot" coolant is carried out according to the resistance coefficient and available head, which can be used in a targeted manner in the cooling system. The hydraulic perfection of the air-air heat exchanger, as well as the channel in which it is located, determines the pressure loss of the "cold" air.

According to the results of the work, the following results were obtained: an air-air heat exchanger with a length of 0.131 m and a mass of a tubular matrix of 4.43 kg is an 8-entry package of 164 transversely washed tubes (5×0.3, stainless steel) of the corridor type, uniformly filling section of an external contour of the engine. This configuration ensures that the basic requirements for cooling and pressure loss of cooling air (3.3% excluding losses in the supply manifolds) and additional losses in the external circuit (1.8%) of the engine are met.

Determination of rotor permissible unbalance by using dynamic influence coefficient

Davydov A.V., Sharkov A.A., Armyaninov A.A., Pleshakov A.I.
MAI, Moscow, Russia

One of the key issues to ensure the competitiveness of gas turbine engines (GTE) is the necessity to increase their specific characteristics, while reducing the size, mass, life-cycle cost, exhaust and noise emission. The consequence of this is the problem of providing the required aggregate resource. Important factor which affecting the overall resource is vibration. Therefore, the reduction of vibration activity is a critical task. In turn, one of the main factors that affect the vibration is rotor unbalance, which is formed at the stages of their manufacture, assembly, balancing etc.

In the existing ISO international standards, the main value, which characterizes the vibration state, is the vibration velocity. These documents establish permissible values of vibration velocity on stator parts of the engine. On the other hand, it is recommended by the standards to set permissible unbalance within the accuracy class of balancing. In real cases, the definition of permissible unbalance is not always feasible or entails costly tests. Nowadays at modern enterprises the permissible values of unbalance are determined based on a compromise between the recommendations of standards and production capabilities, which does not always provide the necessary level of vibration of the serial product.

To simplify such studies this paper proposes a methodology for determining the permissible unbalance by using dynamic influence coefficients, taking into account necessary requirements for the vibration velocities on the stator of GTE and vibration properties of particular construction. The methodology is clearly shown on a demonstration model, as well as tested on an experimental setup.

The method presented in this paper can be applied for calculating the permissible values of unbalance based on the technical requirements of vibration velocities and can be used as an addition to the existing recommendations.

This method unlike the methods based on ISO standards allows to select more accurately technical requirements for the value of balancing of various engine components.

Study of the methodology of topological optimization – classification of typical errors in the design of power structures of rocket and space technology

Dzgoev T.R., Siluyanova M.V.
MAI, Moscow, Russia

Modern computing technologies have made possible the use of technology such as topological optimization. Topological optimization is a technological approach to design optimization aimed at finding the best material distribution in the computational domain for given loads and boundary conditions. The use of this powerful tool for finding optimal solutions to engineering problems at the design stage helps to find a design design option with the most rational distribution of material and voids in the product volume, which significantly reduces its weight. The application of this technology has found itself in many different industries, such as aviation, mechanical engineering, prosthetics, rocket science and others. The direction of topology optimization has arisen relatively recently with the advent of high-performance computers. The problem of topology optimization arose for the first time relatively recently with the advent of high-performance computers. The problem of topology optimization was first considered in 1988. Since then, topological optimization methods have been developing rapidly on the method of homogenization, in which a given project area is divided into finite elements. Then a material density function is introduced, which determines the percentage of the material used at specific places in the project area. The optimal density distribution for each element is determined from the constraints on the principal stresses. The production of such products requires a special technological approach. Some products that have undergone topological optimization can be manufactured on CNC machines, but for complex mesh structures, this type of manufacturing is not suitable. Additive manufacturing techniques, such as the use of 3D printers, are excellently suited for complex products. Additive manufacturing allows you to create products of any shape with an accuracy of several microns.

Currently, 3D printing or additive manufacturing is the process of creating solid three-dimensional objects of almost any geometric shape based on a digital model. 3D printing is based on the concept of constructing an object with successively applied layers that display the contours of the model.

Assessment of the influence of bearing stiffness on the dynamic state of the rotor system

Dormidontov N.E., Tkach V.V.
NPO Energomash, Khimki, Russia

Currently, the modern development of technology is characterized by an increase in the power of high-speed machines and mechanisms. The creation of machines with a high rotor speed leads to an increase in their dynamic loading and an increase in the influence of vibrations on their operation. It is the vibrational state that largely determines the resource and reliability of the machine, the intensity and nature of the wear of the bearings, the accuracy of the specified process, etc.

This work is devoted to the study of the effect of bearing stiffness on the dynamic state of the rotor system. The system is a typical design for a turbopump unit of a liquid propellant rocket engine. The turbopump assembly is made according to a single-shaft scheme and consists of an axial single-stage jet turbine, a single-stage screw centrifugal oxidizer pump, and a two-stage screw centrifugal fuel pump.

The rotor is supported by two bearings – radial and angular contact. Typically, the stiffness of the bearings is either neglected, considering the stiffness infinite, or taken constant. In this paper, it is taken into account that, in fact, the stiffness of a bearing non-linearly depends on the load acting on it due to gaps and contact phenomena between rings and balls.

The calculations were carried out using modern software using the finite element method. The contact problem was solved by the Hertz method.

Thus, in this paper, for the system described above, three cases are considered: with absolutely rigid bearings, with a constant value of stiffness and nonlinear stiffness. For each case, eigenfrequencies and modes of vibration were obtained, Campbell diagrams were constructed to determine the critical rotation speeds, and the stability limits of the rotor were determined.

Modeling contact interaction pairs ceramic-metal assemblies of modern power plants

Ezhov A.D., Mesnyankin S.Yu., Talalaeva P.I., Artemchyk N.V.
MAI, Moscow, Russia

The main task in the development of any device is to ensure maximum efficiency. Improving the efficiency of a power plant can be accomplished by increasing efficiency or specific work. In turn, this affects the increase in gas temperature in front of the turbine, which negatively affects the metal components, especially on the front rows of the blades, where the temperature reaches high values. This leads to the use of a variety of materials - metal alloys or ceramics. Thus, the search for the optimal material, new compounds, determination of the thermal regime, strength characteristics of the joints is a priority in the work of the designer.

Ceramic materials, ceramic-ceramic composites in combination with metal are one of the most promising and have received the greatest approval in the industry. For example, turbine wheels, turbine nozzles, LRE combustion chambers, nozzles, and ceramic blades are made from these materials. However, their use may be limited by the strength properties of the materials.

Due to a loose, and sometimes periodically contacting connection, when the heat flux passes through the contacting nodes, a temperature difference occurs, and as a result, contact thermal resistance arises in the contact zone. Failure to take into account the differences in the mechanical properties of materials can lead to the fact that the stress created in the pair of metal-ceramic compounds will provide cracking immediately after the connection. This is due to differences in the temperature coefficient of linear expansion of materials. Ceramics have the smallest cracks due to the production process.

Using the developed methodology for determining thermal contact resistance based on a real profilogram of surfaces, it is possible to obtain reliable values of the temperature field of contact surfaces and intercontact pressure. In modern software systems, it is possible to integrate the obtained calculations of thermal conductivity, depending on the changing pressure, in the heat-strength

calculation of the contacting of a pair of ceramic and metal parts. All this will allow to take into account the peculiarities of the contact interaction of ceramic-metal pairs in the nodes of modern power plants and ultimately to obtain more reliable connections.

High-dense carbon-carbon composite on a non-woven basis for applications in ion-extraction systems of ion thruster

Elakov A.B.
JSC “Kompozit”, Korolev, Russia

Ion extraction system grids made of carbon-carbon composite materials can be subject to lower temperature deformations in comparison with metal ones (titanium and molybdenum alloys). At the same time, carbon-carbon composites have lower ion sputtering coefficients and better resist intergranular corrosion. Conventional carbon-carbon filament-based composites meet most requirements for the materials of electrodes of ion-optical systems, with the exception of surface roughness caused by the structural heterogeneity of carbon frames, which is inherited by the composites obtained on their basis.

Kompozit JSC has developed a new type of carbon-carbon composite material based on the reinforcing carbon frame of the Ipresscon® brand on a nonwoven fibrous basis of oxidized polyacrylonitrile (PAN), having a uniform finely porous structure (pore diameter - from 10 microns to 30 microns), and has also developed technology for the production of high-density composite based on it. The use of this material for the manufacture of electrodes of ion extraction systems can significantly reduce the roughness of their surfaces, while maintaining a low density (1.80 -1.90 g / cm3) and high dimensional stability in a wide temperature range. The possibility of manufacturing grids of the ion extraction system of a low-power ion thruster based on the developed composite is shown. A study of the properties of the obtained material was carried out, the results of tests at the RIAME MAI of the high-frequency low-power ion thruster with grids from this material are presented.

The study of working processes in the discharge lines of centrifugal pumps LRE

Zhuravlev V.N., Martirosov D.S.
NPO Energomash, Khimki, Russia

The work is devoted to the causes and methods of suppressing hydrodynamic oscillations in the outlet pipe of centrifugal LRE pumps, made according to the scheme of afterburning of the preburner gas. It has been established that in these pipes, in some fire test modes, increased dynamic activity is observed: in the pressure pulsation spectra of the fuel pipes, powerful components prevail at the flicker frequencies of the blades of centrifugal wheels.

The analysis of circuits associated with the outlet pipe, in which the occurrence of instability is possible:

1. Oxidizer pump - combustion chamber of a preburner.
2. Fuel pump of the first stage – fuel throttle – chamber cooling circuit – combustion chamber.
3. Fuel pump of the second stage – flow regulator – combustion chamber of the preburner.

To analyze the dynamics of processes in the considered circuits, a mathematical model of the flow of a low-compressible fluid the wall ductility account has been developed. The model is composed of blocks that describe the inertial, capacitive, and resistive characteristics of a fluid.

A calculation analysis of the causes of oscillatory processes show that resonant vibrations occur at the flicker frequencies of the blades of the centrifugal pump wheels when they coincide with the natural frequencies of the circuits under study associated with the outlet pipes.

As methods of suppressing oscillations in the outlet pipes of centrifugal LRE pumps, it is proposed to install structural elements including Helmholtz resonators in places of wave’s antinode.

The analysis of evaluating methods of vibration parameters during testing of parts and components of GTE

Ilinskaya O.I., Teleshkov V.O., Krasnov O.M., Ilin S.S.
MAI, Moscow, Russia

Evaluation of the dynamic behavior of structures based on the determination of the forms and frequencies of oscillations is a prerequisite for predicting the life and reliability of aircraft gas turbine engines, which is relevant. However, when comparing theoretical and experimental results, inconsistencies arise.

The work is devoted to the problem of the relationship between experiment and theory when creating parts and components of aircraft. Finite element analysis is a tool of theorists, experimental modal analysis is used by experimenters. The purpose of such studies is to find resonant frequencies and their corresponding vibration modes at the expected rotation frequencies. The general frequency range of GTE vibrations can be adopted 10-10000 Hz. Outside of this range, there are usually no significant components of vibration.

There are a number of reasons why vibrational forms obtained experimentally are not consistent with analytically determined forms. The most important of the reasons probably lies in the discrepancy between the boundary conditions for finite element method (FEM) and e experiment. If the boundary conditions are different, then the forms of vibrations will vary from each other, as for example, in the event of vibrations of a cantilever beam and beam with free ends. It is difficult to reproduce in experiment the same boundary conditions that were used while constructing the finite element model.

Based on the analysis of the considered examples, the authors recommend the following: in order to harmonize the frequencies and vibration modes of the model with the real structure, it is necessary to pay attention not only to the choice of boundary conditions, but also to correctly take into account the real loads applied to the structure, i.e. the finite element model should reproduce the working conditions of a real design, and not vice versa.

The work presents the vibrational forms characteristic of parts and assemblies of gas turbine engines with frequencies corresponding to them, the main sources of vibration, the patterns of vibrational processes and the features of their gradation are considered.

Development of small-size aircraft jet engines design software

Ionov A.V., Borovikov D.A., Minin A.K., Alpatov I.V.
MAI, Moscow, Russia

At the present time automation of jet engine design and performance calculation along with transient processes simulation is a relevant problem as well as engine dynamic calculation during flight mission.

This work is devoted to software design on the C# programming language. Multiple software modules are developed: preliminary thermodynamic calculation module, which allows obtaining general engine thermodynamic parameters; geometry calculation module for the of engine parts: centrifugal compressor, combustion chamber, turbine and jet nozzle, including compressors blades design and txt files export for CAD systems and further CAE simulations with possibility of integration into optimization cycles with optimization software as IOSO, Optimus etc. To automate the functional modeling of engines, were developed modules for predicting the performance of compressors and combustion chambers that generate the output table files for subsequent import into the functional modeling software, export to the ThermoGTE and Amesim software packages was implemented, as well as Excel tables for use with MathLab Simulink , in addition, a subprogram was implemented to export altitude-airspeed performance map from ThermoGTE software to "Aircraft-Engine" software.

Under development are modules for automating the design of air intakes, axial turbomachine blades, including supersonic fans, nozzles with reduced thermal radiation, predicting the performance of turbines, air intakes and nozzles, an altitude-airspeed performance calculation module, transient processes, and module for engine simulation in the aircraft system during flight mission, which will allow to design the engine, focusing on high-level criteria, such as flight range.

The developed modules can significantly speed up and simplify the design calculations of engine parts and the geometry design, as well as preparation for functional modeling of the engine. In the future, the developed complex will allow solving the complex task of designing the optimal engine for an aircraft with a set of flight missions.

Experimental study of sound-absorbing structures

Ipatov M.S., Yakovets M.A.
TsAGI, Zhukovsky, Russia

To reduce the noise of the fan and turbine aircraft engine used sound-absorbing structures (liner) on the walls of the ducts along which the noise is distributed. To improve the efficiency settings of the liner to operate them in paths of aircraft engines it is necessary to consider more factors that are realized in natural conditions, it is necessary to consider several joints, formed during installation of the liner in the channel, on the basis of exact analytical solutions.

Experimental studies of test liners on the installation "Interferometer with flow" were carried out. The working part of the unit is a long narrow duct of rectangular cross-section, a flat test sample is placed flush with the side surface of the duct, and the impedance extraction is based on the characteristics of the sound field in the duct obtained by microphones mounted on the walls of the duct. The sound in the duct is created by the speakers located at the end of the duct, and the fans create a flow sucked into the duct. The transverse dimensions of the duct provide single-mode sound propagation in the frequency range 0.5-4kHz. For experimental studies, two classical single – layer structures (locally reactive type) with geometric parameters were designed: sample 1-H = 48 mm, F = 12%, d = 1.4 mm, t = 1 mm (depth of air cavity, percentage of perforation, diameter of holes, thickness of perforated plate), sample 2-H = 26 mm, F = 9.9 mm, d = 2.25 mm, t = 1.1 mm. the Samples were made in TSAGI on a 3D printer made of ABS plastic. The flow rate in the duct is up to 100 m/s. As a useful signal, we used a multi-sine consisting of nine-octave frequencies in the range of 500-3150 Hz, with a total sound pressure level of 140 dB. The experiment involved 20 microphones B&K Type 4944A 4 in the rigid and 12 in the working part of the installation, opposite the sample. This arrangement provides full and detailed information of the experimental data in the presence of joint impedance. According to experimental data, the acoustic characteristics of the liners were obtained and the analytical approach to the calculation of the sound field in a rectangular channel in the presence of two impedance transitions was validated.

This work was supported by Grant RFBR No. 18-32-00908 mol_a.

Investigation of electrical breakdowns in gas-electric isolators of low-power radio-frequency ion thrusters

Kashirin D.A.
MAI, Moscow, Russia

The paper is devoted to the study of gas-electric isolators for low-power radio-frequency ion thrusters. Several variants of isolators, used as devices that prevent the occurrence of gas breakdown between the elements of the working gas feed system under high potential difference, are considered. A conclusion is made on the advantage of application of gas-electric isolator with hydraulic resistance in the form of a porous structure in a radio-frequency ion thruster operating in a wide range of flow rates.

Test facility developed at the RIAME MAI is discussed, which provides for conducting isolators tests under the conditions, which are close to the maximum extent to the operating conditions, namely in the presence of the radio-frequency field and plasma in the gas-discharge chamber. Such facility allows to conduct research within the wide range of variation for xenon flow rate (from 0.05 to 0.5 mg/s), plasma potential in the gas-discharge chamber (1000 ÷ 2000 V), and RF-power (up to 300 W). Therewith the pressure in the gas-electric isolator and leakage currents arising at the initial phase of the breakdown are monitored.

The dependence of breakdown voltage on the pressure in the isolator with the fixed length of its dielectric part is obtained, according to which at the voltage of about 2000 V and xenon flow rate of about 0.05 mg/s the pressure at the gas-electric isolator inlet should be no less than 30 mm Hg. art.

A conclusion is made on the absence of RF-field effect on the breakdown voltage of the isolator of the studied size.

Investigation into the fretting resistance of VT6/TiC composite coatings obtained by powder material laser cladding

[1]Kleimenov P.I., [1]Lyakhovetskiy M.A., [2]Matsaev A.A., [3]Poparetskiy A.V.
[1]MAI, [2]TSPC LLC, [3]A. Lyulka Design Bureau – PJSC "UEC-UMPO", Moscow, Russia

The periodically varying forces that occur in gas turbine engine (GTE) during operation can cause vibrational bending and torsional stresses of the fan blades. To reduce such effects, retaining shelves are used, which significantly change the vibration characteristics of the blades and the shoulder blade as a whole. The blades are installed with a zero gap between the contact surfaces of the shrouded blade platforms, which rule out first form of the most dangerous blade bending vibration. There are also design flaws, although the use of the mount has a positive effect, fretting wear of the contact surface caused by micro-motion under the action of periodically varying forces. This type of wear is particularly dangerous for titanium alloys used for the manufacture of fan blades as it has low resistance to fretting wear.

One promising solution to this problem is to apply a composite material using a laser cladding method. As a composite material, we consider mixing VT6 (BT6) titanium alloy powder with titanium carbide (TiC) in various ratios (15/85, 20/80, 25/75, 30/70).

Tests for fretting resistance were carried out on a special friction machine, which realized the reciprocating motion of the friction body. For fretting resistance comparative analysis of the formed coating compositions, a sample was also made using standard technology by induction soldering of VK8 (BK8) powder material (180 ... 250 μm) with VPr6 (BПр6) solder. The test of the sample was carried out under the following conditions: external environment – air; sample temperature – room temperature; contact pressure – 150 MPa; displacement – 0.7 mm; contact form in the friction zone – plane / plane; frequency – 10 Hz; test time – 360 minutes. Studies have shown that the use of direct laser deposition technology allows the production of fretting-resistant composite coatings, the tribological properties are higher compared to the coating obtained by the soldering grains technology of hard alloy VK8. The coating composition exhibited the best resistance to fretting resistance with a VT6/TiC ratio of 15/85.

The creation technology special contact pair-system of turbo-jet (turboreactive) engines

Kniazian L.E., Shiryayev B.I., Tkachenko V.F.
Chernyshev MME, Moscow, Russia

Report on the topic: "Technology for creating a break-in contact pair seal in turbojet engines."

The subject of the report on this topic is the development of the technology of the method of fastening the materials of the contact pair serving for sealing between the ends of the blades and the casing of the high pressure turbine. This result can be achieved if the casing of the theater is equipped with a special abrasive material, and the ends of the blades are abrasion-resistant material. The above technology is supposed to be used both when creating new turbojet engines, and used in the repair of existing ones.

In a gas turbine engine (GTE), the impeller of a high pressure turbine (RC TVD) during operation increases in outer diameter due to thermal expansion, as well as due to the action of centrifugal forces arising from the rotation of the rotor with turbine blades installed in it, therefore it falls between the turbine body and the ends of the feathers of the turbine blades to make a gap, the value of which is selected from the condition of preventing jamming of the rotor relative to the inner surface of the housing. The larger the gap, the more high-temperature gas flows through it, bypassing the channels formed by turbine blades, which reduces traction and increases fuel consumption.

From one generation of engines to another, the temperature of the working gas in front of the turbine rises. Run-in contact couples of a new generation can better seal the gap between the ends of the feathers of the blades and the body, as well as increase their performance and efficiency of the turbojet engine as a whole.

To implement this technology, it is necessary to use materials that can withstand temperatures from 1100°C and above. As such an abradable material for the contact pair of the end face of the blade-casing, materials based on discrete metal fibers can be used. Such fibers have a diameter of about 10 ... 30 μm and a length of 5 mm. These fibers are obtained by extraction from heat-resistant alloys. Abroad, they were obtained by the method of galvanic deposition of nickel or copper. As the material of the fibers used alloy Fe-Cr-Al-Y with a working temperature of up to 900°C. As a heat-resistant coating, SiC-SiO2 is used, which protects the surface of the fibers and increases its operating temperature to 1100°C.

The use of this running-in coating will increase the service life of the turbine engine blades and increase the efficiency of the turbojet engine.

Design features and parameters of modern and promising power plants of high thrust and bypass ratio of narrow and wide-body aircraft of the transport category

Koshevarova A.A., Nesterenko V.G., Ivanov I.G.
MAI, Moscow, Russia

Power plants (SU) of modern and promising turbofan engines of a large bypass ratio, from 8.0 to 15.0, with a thrust of 120 ... 400 kN, consisting of two or four engines, for example, ULTRA FAN RR, PD 14, PD 35, etc. are shown. It is shown that in wide-body long-range aircraft it is advisable to use a more economical twin-engine layout SU. For example, the four-engine wide-body long-range Airbus A340 aircraft was discontinued. They were produced about 377 aircraft, and there was not a single fatal accident for more than 20 years of intensive operation. They were generally successfully operated, including on ultra-long-distance routes. In 2011, Airbus decided to remove the A340 from production, as its further production became impractical, and it was replaced by more economical twin-engine competitors – Boeing 777 and 787, Airbus A330 and A350. In the course of the calculation studies, a life cycle cost criterion was used, which includes design and production costs, as well as operating costs for maintaining the power plant in working condition and restoring or replacing individual units (modules) damaged in operation, their parts and strapping units. To this end, a number of examples of the separation of modern turbojet engines into separate modules of the hot and cold parts of the engine, and the numerical values of their resources in hours and cycles are presented.

Among the most important, critical technologies associated with the creation of large bypass engines, design features of the first stage fan blades, hollow, made of thin-walled titanium, and carbon-carbon reinforced with titanium threads are considered. Their comparative gas-dynamic and strength assessment is given. The second critical technology considered in this work is the creation of a working blade for the first stage of the turbine with film cooling, which ensures high gas temperature in front of the turbine 1850-1950 K, in which both the concave and convex sides of its profile part must be cooled. In conclusion, we give examples of the design of the turbofan and turbofan engines with a large degree of bypass, which ensure the fulfillment of modern requirements for harmful emissions and noise, taking into account the prospects of their tightening.

Improvement of technology of ultrasonic diamond processing of details of aircraft engines from high-strength ceramics

Kravtsov D.A.
MAI, Moscow, Russia

The materials of parts of aircraft engines and rocket launchers are subject to increased requirements, such as reducing weight and dimensional characteristics, minimizing the wear of friction units, increasing the life of parts and mechanisms of the aircraft engine, increasing operating temperatures.

High strength ceramics meet most of these requirements as they have the necessary properties such as specific strength, significant specific stiffness, high temperature strength and wear resistance.

Processing of high-strength ceramics by traditional methods is associated with significant difficulties: high wear of the cutting tool, the formation of a defect on the treated surface (chips, cracks), as well as low surface roughness and low accuracy of the machined parts.

In order to reduce the wear of the cutting tool, improve the quality of the treated surface, and ensure the necessary accuracy, a technology based on the application of ultrasonic vibrations on the processing of these materials was proposed.

In this paper, we consider the impact of ultrasonic vibrations on the processing of high-strength ceramics and evaluate the effectiveness of the proposed method of processing compared to traditional ones..

Determination of optimal conditions for processing high-strength ceramics allowing to produce parts with high performance and the necessary surface quality.

Designs of ultrasonic emitters were developed, prototypes adapted for use on standard metal-cutting equipment were made to ensure compliance with the requirements for parts of aircraft engines made of ceramic materials.

Assessment of the area of effective use of a combined propulsion system as part of a perspective interorbital tug

Kurguzov A.V., Biryukov V.I., Kozlov A.A.
MAI, Moscow, Russia

For space transport operations, working body mass effective usage allows increasing the payload mass, thereby increasing the overall efficiency of the space system usage. The main factor of working body mass effectiveness is the velocity of jet stream. Therefore, in advanced spacecraft, electric rocket propulsion systems (EPS) are increasingly being used. The use of an external energy source in the EPS system allows the working body mass to be accelerated to much higher velocity than in chemical engines, where the upper velocity is limited by the energy released during the chemical reactions of the used fuel components. However, EPS can provide only low thrust, which limits their usage region and imposes restrictions on the range of possible transport operations. For next generation reusable space tug, the implementation of transport operations in a wide range of mass-time criteria is possible with usage of combined propulsion system (KDU) consisting from different type rocket thrusters. It raises the need, at the design stage, to estimate the KDU region of effectiveness, corresponding to the transport operation and known parameters of the space system.

To solve this problem, a method of estimating the rational composition of KDU is proposed. The proposed method is based on the principle of comparison goal function values for various parameters sets, taking into account the spent mass of the working body, the time it takes to complete the transport operation, and other important factors that affect overall efficiency. Using the methods of mathematical modeling, one can evaluate the region of effective KDU operating, to determine the working body needed mass and overall transport operation time.

For the test purposes the method was proposed, a mathematical algorithms were developed, program code was written, and necessary parametric dependencies were collected. During the simulation of the test transport operation, the parameters were determined at which the use of the combined propulsion system is rational.

The proposed method allows, at the design stage, to determine the appropriateness of using the KDU to perform the specified transport operations and to identify the most rational composition of such a KDU.

Transformable designs of spacecrafts, tasks and possible ways of solution

[1]Ladyko M.A., [1]Eremin A.G., [2]Verstakov A.V., [3]Romadova E.L.
[1]MAI, [2]JSC "Red Star", [3]JSC "NIKIET", Moscow, Russia

The limited dimensions of the payload compartment of the rocket and the appearance of spacecraft, which have significant axial dimensions (tens of meters) in the orbital position, pose the task of transformability of structures. An example of such structures is spacecraft equipped with a functional module (FM) with a heat rejection system (HRS) and remote from the instrument compartment (ON) of the spacecraft at a distance of 20-30 m. The implementation of such a design can be carried out by telescoping or by unfolding structure of spacecraft. Each method has its advantages and disadvantages. When telescoping, there are difficulties in laying electric cables for power transmission, and when unfolding the structure, there is insufficient rigidity of the spacecraft structure in orbital positions. Structural solutions consisting in the creation of additional stiffening belts are aimed at its increase. Moreover, these stiffening belts play a positive role, both in the orbital and in the starting position. Evaluation calculations of the frequencies of natural oscillations of existing transformable structural schemes of the spacecraft confirmed the feasibility of the solutions used.

The geometry of the deployment system elements – power beams, namely the use of cylindrical beams, which makes it possible to implement additional stiffening belts in the starting and orbital positions, allows you to place emitting HRS panels with a larger area.

In telescopic systems, in addition to the difficulties with laying cable lines, there is a task of the optimal integration of heat-emitting HRS panels with the spacecraft retraction system. One of the design options that meets all the requirements for it is a structural scheme in which the telescopic system for moving the spacecraft and the folding system for the HRS panels are fixed, mounted on the truss sash pivotally connected to each other. In this case, the problem of transferring the coolant between the panels is solved using transformable elements in the hinge nodes. In addition, the sashes can be used to lay cable lines along them.

The structural methods considered above, in our opinion, are the basis for further development of transformable spacecraft designs taking into account the requirements put forward by them.

Numerical simulation of a low-emission combustion chamber with a two-stage swirler

[1]Lamtyugina A.V., [2]Shakov N.V.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]SJTU, Shanghai, China

Low-emission combustion chambers are increasingly used in many industries: civil and military aircraft engines, various ground power plants. When designing such combustion chambers there is a large number of difficulties related to the complexity of modeling the combustion process and verification of the obtained results. One of the main problems in the creation of low-emission combustion chamber is to obtain high-quality mixing of fuel with air, followed by complete combustion of the mixture. To solve this problem, there was a need for competent modeling of combustion processes in the low-emission combustion chamber of the GTE. In this paper, the problem of obtaining the values of emission characteristics for the combustion chamber of a gas turbine engine with a two-stage swirler was solved. The calculation was performed in the Ansys CFX software package. To simplify the calculations, the design of the cannular combustion chamber was chosen, which makes possible to obtain the values of emission characteristics avoiding time-consuming calculations. Also, during the calculation, three different fuel injectors were compared depending on their geometric dimensions. The results obtained in this work allows to obtain a detailed understanding of the process of low-emission combustion and effect of fuel injector geometry on the formation of oxides of nitrogen (NOx) and carbon monoxide (CO) in the combustion chamber, which subsequently allows you to create engines with lower emission of harmful substances into the atmosphere.

Current trends in the development of electric thrusters in Russia and the world

Lovtsov A.S.
Keldysh Research Center, Moscow, Russia

The report provides an overview of the current state of affairs in the field of electric thrusters (ET) in Russia and the world, gives and analyzes the main trends in the development of ET in accordance with the needs of the main consumers.

A significant part of the modern electric propulsion market is occupied by resistojets, Hall (HT) and ion thrusters (IT). At the same time, resistojets lose market share due to worse characteristics compared to HT and IT. In the promising market of thrusters for microsatellites, pulsed plasma and electrospray thrusters are beginning to be systematically used, and electric propulsion even are used for SCs with weight of 1-3 kg.

Russia occupies a confident position in the field of medium power electric propulsion (200 W – 40 kW). Russian HT occupy more than 50 percent of the electric propulsion market of all types for geostationary spacecrafts and more than 90% of the HT market. HT with a discharge voltage of 500 V and 800 V, which have no analogues in the world have been designed and brought to the stage of flight tests. The using of increased discharge voltages can increase the specific impulse of the propulsion system and reduce the mass of the propellant onboard. For example the use of the KM-75 thruster with a discharge voltage of 800 V can reduce the store of the propellant by more than 1.6 times compared with the currently widely used SPT-100 thruster, which has a discharge voltage of 300 V. A prototype of IT with a power of up to 3 kW is at the final stage of ground-based qualification (confirmation of lifetime). It allows reducing the store of the propellant by more than 1.65 times in comparison with KM-75 thruster.

At the same time, there is a serious lag in the creation of scientific and technical backlog and development of thrusters prototypes in the field of micro- (up to 200 W) and ultra-high power electric propulsion(100 kW and more). Work on thrusters in these segments is actively carried out both in the United States and in Western Europe.

Influence of the circuit discharge channel inductance on the pulsed plasma thruster performance

Lyubinskaya N.V., Diakonov G.A.
MAI, Moscow, Russia

The most promising option for motion control of small spacecrafts with weight less than 50 kg is a pulsed plasma thruster with an energy of less than 20 J (micro-PPT), which has such advantages as low weight, structure simplicity, precise pulse control, sufficiently high life time, constant operational readiness and low inertia.

When we construct PPT which has a discharge energy of more than 50 J, we try to reduce the initial inductance in order to increase the electrodynamic efficiency, which is largely determined by the ratio of the capacitor bank C capacity to the initial inductance of the discharge circuit Lo.

It was believed that the same approach was also necessary for PPT with low discharge energy (less than 20 J), despite the fact that the low capacity of the capacitor bank will not allow to achieve the optimal C/Lo ratio. However, the results of calculations and experiments show that, contrary to the assumptions, an increase in the initial inductance of the discharge circuit has a positive effect on the micro-PPT characteristics, reducing the propellant consumption and mainly increasing the thrust specific impulse.

This happens due to the fact that despite the decrease in the electrodynamic efficiency of the discharge circuit, the discharge duration increases, improving the matching of the input of energy and mass into the discharge channel.

This feature of the discharge circuit of the PPT with a low discharge energy allows us to discover new solutions in micro-PPT construction and improve the thruster specific characteristics.

Calculation and experimental measurement of the sputtering yield of the carbon-carbon composite material according to the results of IT-200KR ion thruster wear test

[1]Madeev S.V., [1]Selivanov M.Yu., [1]Shagayda A.A., [1]Lovtsov A.S., [2]Bushuev S.V.
[1]Keldysh Research Centre, [2]MSUT “STANKIN”, Moscow, Russia

The SSC FSUE Keldysh Centre is currently developing an IT-200KR ion thruster with a beam diameter of 200 mm. The thruster has direct current discharge chamber and ion optics with two flat grids made of carbon-carbon composite material (CCM).

According to published data [1-3], using accelerator grid made of carbon materials instead of metal grids can increase the thruster lifetime several times. However, the CCM sputtering yield can vary depending on the technology of the grid blanks manufacturing, so the erosion rate of the

IT-200KR accelerator grid is now unknown.

The report describes the sputtering yield determination of CCM according to the results of 1000-hour wear test of the IT-200KR thruster. In this study, the depth of the pits on the downstream surface of the accelerator grid was measured using the optical method. The erosion of a single aperture was simulated numerically in the three-dimensional approximation. The report presents the results of a calculation and experimental determination of the sputtering yield of CCM, as well as a comparison with the published data of the sputtering yields of various carbon materials.

References:

1. M. Tartz, H. Neumann, H. Leiter, J. Esch "Pyrolytic Graphite And Carbon-Carbon Sputter Behavior Under Xenon Ion Incidence", IEPC 2005-143, 29th International Electric Propulsion Conference, Princeton University, October 31 - November 4, 2005.

2. John D, Williams, Differential Sputtering Behavior of Pyrolytic Graphite and Carbon-Carbon Composite Under Xenon Bombardment, AIAA 2004-3788.

3. R.P. Doerner, D.G. Whyte, D.M. Goebel "Sputtering Yield Measurements During Low Energy Xenon Plasma Bombardment", J. App. Phys. Volume 93, Number 9, 2003.

Mathematical model of radio-frequency ion thruster with an additional magnetostatic field

Melnikov A.V., Kanev S.V., Nazarenko I.P., Khartov S.A.
MAI, Moscow, Russia

Experimental research [1,2] showed that an additional magnetostatic field in the area of the RF discharge allows to increase the efficiency of radio-frequency ion thruster (RIT). However, to reduce the time and costs in the development other RITs, it is advisable to have a simple tool for evaluate the influence of both an additional magnetic field and the changes made to the construction of the thruster on its integral characteristics. Based on this, the purpose of the presented work was to develop a simplified mathematical model which allows, in a short time and with acceptable accuracy, to calculate the main characteristics of RIT.

In the presented model considers a two-dimensional axisymmetric task statement, which is numerically solves in the COMSOL Multiphysics software package [3].

To verify the predictive ability of the model, was used experimental data which obtained on the laboratory model of low-power RIT with a beam diameter of 80 mm and with source of an additional magnetic field – DC winding. Comparison the calculation with the experiment was performed according to dependences of the extractable ion beam current on the current in the additional winding and on the RF power in the presence and in the absence of an additional magnetic field. As the model also allows to evaluate the change in the distribution of local plasma parameters under the influence of an additional magnetic field, using probe research in one of the cross-sections of the discharge chamber verification was also spent.

Analysis of calculation results showed that the proposed engineering model in the wide range of RITs operation modes allows to evaluate the integral characteristics with an error of no more than 25%. Consider of the calculation speed and low requirements for computing resources, it can be recommended for use in prior design of RIT with the source of an additional magnetic field.

References:

1. Mel'nikov A.V., Khartov S.A. Eksperimental'noe issledovanie vysokochastotnogo ionnogo dvigatelya s dopolnitel'nym magnitnym polem // Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika. – 2018. №3. – S. 4-11.

2. Kozhevnikov V.V., Mel'nikov A.V., Nazarenko I.P., Khartov S.A. Vysokochastotnyi ionnyi dvigatel' s dopolnitel'noi magnitnoi sistemoi // Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika. – 2019. – №3. – S. 40–51.

3. Official site of COMSOL Multiphysics developers URL: https://www.comsol.com/.

Application of heat transfer intensification methods in heat exchangers of increased efficiency

Myakochin A.S., Svodin P.A.
MAI, Moscow, Russia

Heat exchangers are widely used in many industries, especially in aerospace, oil refining and energy. Currently, modern design engineers are faced with acute issues of increasing the efficiency of the gas turbine engine cycle and improving its technical characteristics.

However, the durability properties of materials used in the design of turbines limit their freedom of action. Turbine blade cooling systems are used to increase potential temperature on the blades. Heat exchanger-recuperator is the part of this system. Hot air from the flowing part passes through a heat exchanger installed in the external circuit of the engine, where it is transversely washed by the cold air stream of the second circuit. Further, the cooled air enters the cooling system of the turbine blades.

However, modern heat exchangers are quite bulky and have a large mass, which is especially has influences in rocket science. A decrease in the mass-dimensional characteristics would increase the mass of the payload being put into orbit and increase the tactical and technical characteristics of aircraft. In this regard, an urgent problem is to increase the efficiency of heat exchangers, namely the intensification of heat transfer. This effect can be achieved by artificial turbulization of the flow, by creating separation zones inside the channels.

This article provides an overview of existing methods of heat transfer intensification: finning, creation of artificial roughness, knurled pipes, use of inserts, etc.

Determination of the optimal method of measuring the thickness of a multilayer structure made of composite materials and its metrological provision

Nazyrova O.R., Afanasiev V.A.
MAI, Moscow, Russia

The relevance of the work is due to the determination of the optimal method of measuring the thickness of a multilayer structure made of composite materials (here-inafter-CM) among a large number of measurement methods currently available, but which to some extent may not be suitable for obtaining the measurement result.

The aim of the work is to determine, by comparative analysis of different measurement methods currently available, the optimal method of measuring the thickness of a multilayer structure of CM to obtain the result of measurements with the lowest measurement error.

Every year, the use of CM in the production of aircraft, engines and other components is becoming more common, due to the large number of advantages of CM, such as:

1. lightness (which is an important indicator for the aircraft industry);
2. high specific strength;
3. high wear resistance, etc.

After creation of CM it is necessary to measure its thickness on all length and width, in order that it was uniform or thicker (thinner) in certain places, taking into account the set limit deviations which are provided in technical documentation on development of a concrete detail or a component part of the plane or the engine.

Currently, there are a large number of methods for measuring the thickness of CM, which in terms of the measurement result can be divided into direct and indirect. Unfortunately, direct measurements involve a violation of the integrity of the composite material, which is a great disadvantage of this method. Indirect measurements include non-contact measurement methods, which, of course, is a great advantage, since the integrity of the CM is not violated. It is also worth considering the fact that for some three-layer CM (in the center of which there may be a honeycomb, wavy or other types of fillers), the non-contact method of measurement using a defectoscope or eddy current method of thickness measurement may not be suitable, as the measurement results will be distorted.

In conclusion, it should be noted that, to ensure the correct operation of the aircraft engine and aircraft in general, as well as reducing the number of defective parts from CM, it must be timely and accurately measure the thickness of CM, which will further ensure safe operation.

Method of modeling operational damages of the compressor of aviation gas turbine engines

Nguen T.Sh., Sirotin N.N.
MAI, Moscow, Russia

Because of damage to the leading edge of the working blade of the compressor, the profile chord reduction occurs and change the radius of the input edge, which ultimately leads to a change in the character of the air flow around the damaged blade. The analytical method allowed to establish that damage to the input edges of the compressor blades in the form of dints leads to a decrease in the absolute value of the expendable component speed. Modeling the flow around a profile of damaged blades of the compressor of damaged blades of an aircraft gas turbine compressor using computational gas dynamics programs (CFD) allowed to establish patterns of changes in the character of the air flow with different dint configurations. Damage to the leading edges of the blades in one local place does not affect the character of the flow around adjacent undamaged blades. Damage to the blades in several places along the height form local disruption zones at the places of damage, different in value depending on the level of damage and the location of the damage. With the increase in the level of damage, the intensity of turbolization of the boundary layer increases, leading to a decrease in the margin of gas-dynamic stability of the compressor. Damage in the form of dints leads to a decrease in local values of pressure increase, efficiency and gas-dynamic stability margin of all compressor operation modes. With decreasing chord length of the blades, the decrease in the margin of gas-dynamic stability increases. The curvature of the dint affects the quality of the compressor, that is, it leads to a decrease in the gas-dynamic stability margin due to a change in the character of the air flow around the damaged blade.

Optimization of the structural appearance and parameters of a power plant with a TVD (TVD) with a power of 600...800 kW

Nesterenko V.G., Erofeev T.S
MAI, Moscow, Russia

The design scheme and parameters of a power plant (SU) with a fuel engine (TVLD) intended for installation on light single-engine aircraft, such as EMB 314 Super Tucano or Pilatus PC-21, as well as Ka 126 helicopters, are currently considered. Such a control system is currently designed, it VK 800 C (V), with a single-stage centrifugal compressor: the degree of pressure increase in the compressor is 9.0,the maximum gas temperature in front of the turbine is 1270 K, the power is 592 kW. The engine is designed according to the "reverse" scheme, where a rotary 180° exhaust gas exhaust is located behind the screw, and the atmospheric air inlet channel is located behind the power turbine and gas generator, i.e. the air inlet to the engine is rotated 180° relative to the location of the screw. The peripheral speed at the exit of its centrifugal wheel (PPM) is 650m / s. In turn, the rotor speed was also chosen to be high, equal to 42,000 rpm, in order to reduce the outer diameter and increase the width of the pulp and paper mill in its outlet passage section. The air velocity at the exit of the compressor impeller is supersonic, the presence of a boundary layer on the walls of the pulp and paper mill leads to the fact that the angle of gas exit from the pulp and paper mill, along the wheel width, is variable. As a result of the studies, the possibilities of increasing its power, reliability and efficiency have been identified: it is possible to increase its power in take-off mode from 820 to 850 hp. and at maximum emergency operation up to 925 hp due to an increase in gas temperature in front of the turbine up to 1370 K; keep the working blades of the gas generator turbine uncooled, unscrew the rotor of the gas generator turbine to 45000 rpm, the analog is a turbo-turbine manufactured by Turbomeka, France, RTM 333, and increase the air flow rate due to the larger intake inlet cross-sectional area, use the clearance area in the inlet section of the air inlet in its upper part, between the inlet channel and the contour of the nacelle. It is necessary: to develop an anti-icing system for the air intake (POS) and a control system for the appearance of ice, protective structures installed in the inlet channel of the air intake; design the contours of the exhaust pipe in the form of an oval, oriented in the horizontal direction; design and install a recuperator in the exhaust pipe of the engine. All this will significantly increase the fuel efficiency of the engine.

About the results of developing GaInP/GaAs/Ge triple junction solar cell epitaxial structures with an average efficiency of 29.5%

Nesterenko I.I., Skachkov A.F., Skachkova L.N.
Saturn PJSC, Krasnodar, Russia

Solar radiation is the main source of energy for spacecraft. In the conditions of constant increase of requirements to the energy-mass and operational characteristics of spacecraft, the enterprises-suppliers of power-supply systems (PSS) of the spacecraft are continuously working on the modernization of manufactured products.

Since the basic elements of modern spacecraft power-supply systems are triple junction solar cells based on III-V compounds, increase of their efficiency and enhancement of resistance to the influence of space factors are the primary tasks of space energetics, the solution of which will allow us to design and create spacecraft, able to perform a larger number of targets during their lifetime.

Taking into account modern requirements for the energy and operational characteristics of solar cells, Saturn PJSC developed and put into production a technology for manufacturing GaInP/GaAs/Ge triple junction solar cells with an average efficiency of 29.5%, including epitaxial growth of III-V heterostructures by the method of metallorganic composition hydride epitaxy, post-growth processing operations and control-and-measurement procedures.

To conduct ground qualification tests, a control lot of solar cells was manufactured, the results confirmed the applicability of these solar cells for all types of orbits. The electrical parameters were measured with a continuous solar radiation simulator manufactured by TS Space Systems (England) at a temperature of 28°C and an illumination level AM0 (1367 ± 7) W/m2.

This type of solar cells has successfully passed radiation tests in specialized centers (MSU SINP Lomonosov Moscow State University Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics and NRC “Kurchatov Institute” – ITEP), confirmed radiation resistance not inferior to the best world analogues.

A further increase in the efficiency of solar cells is associated with an increase in the number of junctions, which will also contribute to an increase in the lifetime of solar cells.

Designing the dynamic engine structure in order to minimize vibroactivity

Nikolaev I.V., Leontiev M.K., Davydov A.V.
MAI, Moscow, Russia

In the current conditions of the development of the engine industry for civil aviation, dual-circuit WFDs with a high degree of dual-circuit are becoming an increasingly preferred option. This is due to high rates of efficiency and traction.

One of the important stages in the design of such engines is the prediction of the vibrational behavior of the turbofan engine. For this, the dynamic structure of the future engine is being designed. It includes a combination of mass inertial, stiffness and damping characteristics of the engine. The dynamic structure of the engine determines the position of natural and critical frequencies, the places of resonances and, ultimately, the vibration at the sensor installation sites. The design of the dynamic structure of the prototype starting from the stage of layout of its structural-power scheme will not only greatly simplify the task of assessing vibrational behavior, but will also solve many issues related to dynamic strength, design of support nodes, assessing the influence of stiffness on critical engine speeds, etc.

The aim of this work is to demonstrate the phased design of the dynamic structure of the engine. Design was carried out using the DYNAMICSR4 software package, which allows one to take into account many parameters of the structural-power scheme: temperatures, elastic moduli, mass-inertial characteristics, stiffness and damping properties of power elements, etc.

At the initial stages, models of rotors are developed, determination of the natural frequencies of these rotors, assessment of bearing assemblies, determination of the need to use elastic - damper elements, etc. At the next stage, an updated model of the dynamic structure of the engine is created - cases, suspension, pylon are added, specific design solutions for individual dynamic models are specified. And finally, problems are solved that determine the stability of vibrational characteristics and low vibrational activity of the engine.

Condition of dynamic interaction of the aircraft at bench tests

Petrova E.N., Salnikov A.F.
PNRPU, Perm, Russia

Experimental research methods are an integral part of the study of the processes occurring during the development of newly created Solid Propellant Rocket Engines (SPRE). Due to the specific conditions of the engine operation, the requirements for high reliability and ensuring of the performing tasks, fire bench tests are included as the one of the mandatory stages of creating new SPRE. Therefore, the analysis of reasons leading to the deviation of "expected" characteristics of the rocket engine and real, measured values during the process of its development at the bench is an urgent task of the study, which allows to assess the impact of dynamic interactions of the structural elements of the bench on the reliability of the rocket engine in the aircraft. At the dynamic change of product parameters, the frequency influence character of interaction between elements of the aircraft bench leads to dispersion of measured parameters (thrust, pressure) in the Aircraft.

To determine a number of frequency harmonics that lead to the formation of the bench wave field during the engine test, an algorithm for determining the eigen-frequencies of bench elements was developed, which is based on a mathematical model as a system of discrete masses with elastic-dissipative bonds.

The developed mathematical model allows to estimate the actual value when measuring the power of the tested model in a certain range of operating frequencies, and to evaluate the structure of the dynamic interaction of the element base of any bench. Having defined possible ranges of frequency interaction of constructive elements, by means of certain upgrades it is possible to reduce essentially

differences of measured and actual (calculating) parameters, thereby to solve a problem of management of the engine operation.

Experimental tests were carried out on model engines "fuel-housing" to identify the impact on the frequency characteristics of the SPRE mass-dimensional characteristics. The obtained conditions of correlation of the bench frequency characteristics on the change of the SPRE bench parameters showed that when the fuel burnout the SPRE frequency tends to the frequency of its housing. There is a change in the dissipative properties of SPRE design, while pressure and temperature change inside of its combustion chamber.

Estimation of fatigue strength reserves of aircraft engine parts from PCM based on the results of dynamic tests

Popov G.V., Arkhipov A.N., Ravikovich Yu.A., Kholobtsev D.P.
MAI, Moscow, Russia

During the modernization of the low-pressure compressor of the regional aircraft engine, a flow separator made of polymer composite material was developed, which has less weight, is easier and cheaper to manufacture. However, the separator must undergo a series of tests before being installed on the engine, in particular the endurance tests, necessary to assess the fatigue strength margin.

In the beginning, the test of the whole separator was done. The assembled structure was installed on a vibration stand. However, during resonance tests it was not possible to reach the required level of stresses in the flow separator due to the limited capabilities of existing electro-dynamic stands.

To obtain the endurance limit, it has been proposed to cut out individual structural elements from the flow separator. The shape and dimensions of the elements have been chosen in such a way that their own test frequency was close to the natural frequency of the flow separator on the engine. Fixing the structural element on the vibration stand has been carried out using a standard separator fastener on the engine so that the place of the beginning of fatigue failure of the structural elements coincides with the place of maximum stresses on the separator.

The natural oscillation frequencies and places of maximum dynamic stresses have been determined before testing on three-dimensional models of the flow separator and elements cut from it.

Fatigue tests of structural elements of the separator have been carried out by the method of step load increase on the base 107 cycles. The destroyed samples have been examined using an optical and electronic microscope to determine the location and nature of the damage.

The obtained values of the endurance limits have been compared with the dynamic stresses measured during the strain gauging of the flow separator in the process of preliminary tests of the engine, and the fatigue strength of the flow separator from the polymer composite material has been estimated from the results obtained.

The developed technique allows estimating with minimal costs the fatigue strength margins of aircraft engine parts, for which the local fatigue resistance significantly depends on the design features and manufacturing technology.

The work was carried out with the financial support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation as part of the comprehensive project No. 2017-218-09-172.

Development of 100 W Hall-effect thruster

Saevets P.A., Komarov A.A., Olotin S.V., Savchenko K.A.
EDB “Fakel”, Kaliningrad, Russia

Miniaturization in engineering enabled design microsatellites with a mass of 10-100 kg for various scientific missions. Such spacecraft may be launched as a secondary payload together with heavier spacecraft. Microsatellites would significantly extend their capabilities if they used effective electric propulsions. They would enable transfer to target orbits and control orbital parameters. After their operation lifetime expired, they would be quickly de-orbited into the Earth atmosphere.

A laboratory model of a Hall-effect thruster with 100 W nominal power has been developed. The anode unit has a magnet system and anode gas-distrfbutor. The average diameter of the discharge channel is 18 mm. This thruster is equipped with a cathode-compensator which operates in the automatic mode at 1 A discharge current and 0.1 mg/s cathode flow rate using Xenon. To operate at

lower currents the cathode has to be heated with a power about 12 W. The magnet system is embedded in the discharge circuit, what makes the functional algorithm easier.

In the nominal operation mode at 150 V discharge voltage and 0.55 A discharge current the thrust is 4.5 mN, total thrust efficiency is 15% and specifil impulse is not less than 650 s. The level of Xenon ionization supplied to the anode unit is about 85 %, the share of ion current in the discharge current is not less than 63%.

Although the thruster operates at a dischargeflower up to 50 W, discharge current or discharge voltage decrease results in a significant degradation of the operation process efficiency.

After mass and dimension optimization the thjister mass is planned to be reduced down to 0.6 kg.

Laser surfacing of thermal accumulators for capacitive cooling of small-sized liquid-propellant engines

[1]Seliverstov S.D., [1]Ionov A.V., [1]Borovik I.A., [2]Matsaev A.A.
[1]MAI, [2]TSPL LLC, Moscow, Russia

Modern packages of three-dimensional modeling and thermal calculations allow to work out various variants of designs of heat exchange units in the shortest possible time. Weight and size limitations in small-sized liquid rocket engines, as well as high gas flow temperatures and pressure, place high demands on the complexity of combustion chamber and heat accumulator designs. Traditional methods of production of thermal accumulators (casting) do not allow to realize complex structures. However, the development of metal 3d-printing technologies allows to produce previously impossible solutions.

In this work we studied the applicability of additive technologies for manufacture of thermal batteries MIRD. The object was chosen small-sized liquid rocket engine with 100 N thrust to assess the applicability of bulk metal printing to solve the problem were made two segments of the combustion chamber of the engine: the traditional technology (metal casting) and the method of bulk metal printing. Based on the conditions of the problem, the technology of Direct Metal Deposition was chosen, since the material of the heat accumulator must be applied to the already formed profile of the small-sized liquid rocket engine chamber. The material of the chamber wall – steel, the material of the heat accumulator – aluminum bronze. The obtained samples were studied using a scanning electron microscope, where a number of defects were observed in the mixing layer of samples made by casting: pores and microcracks. Analysis of the samples made by DMD technology showed good homogeneity in the transition layer and the absence of visible defects.

Thus, DMD technology can be a good technological solution for the manufacture of small-sized liquid rocket engine thermal batteries for a number of factors:

- No need for special tooling;
- No restrictions on the complexity of the geometry;
- Possibility of obtaining anisotropic structures;
- High production speed.

Testing the domestic software package “HyperCube” to simulate work processes in propulsion systems of promising high-speed aircraft

Semenov S.A., Batenin I.A.
Tactical Missiles Corporation, Korolev, Russia

The lack of reliable domestic specialized software systems (SSSs) for full-scale modeling of work processes in propulsion systems of prospective high-speed aircraft leads to a significant increase in the volume of their ground and flight tests, which is accompanied by an increase in financial costs and an increase in the timing of work.

Foreign software systems used by developers currently do not fully solve the required tasks, in particular, it is not possible to simulate the burning of liquid hydrocarbon fuels and particles of metal-containing solid fuels of arbitrary composition and create an undesirable dependence on foreign manufacturers, which is unacceptable when working in conditions import substitution.

The project to create, verify, validate and implement the SSS will allow to abandon the use of foreign software systems for research and development (R&D), reduce the cost of R&D, and increase

the reliability of the results obtained by modeling work processes in jet propulsion systems (for example, in direct-flow or ramjet engines) promising high-speed aircraft.

Within the framework of the project, it is planned to test the domestic software package for modeling work processes in propulsion systems of promising high-speed aircraft. During testing, the following tasks are solved:

• Testing the user interface of the SSS, evaluating its ergonomics and convenience;

• Verification of the SSS, assessment of the completeness of the implementation of functional capabilities based on comparative calculations of model problems;

• Validation of the SSS, assessment of the quality of implementation and accuracy of calculations based on the results of experiments;

• Cross-verification of SSS on the basis of a reference task for comparison with similar software systems under the same conditions of accuracy and time of calculation, efficiency of parallelization and use of RAM.

Determination of the energy of an ellipsoidal droplet in the flow at the limit ratio of the semiaxis

Sergeev M.N.
RSATU, Rybinsk, Russia

After the primary crushing of the fuel jet, the resulting droplets are in a high-speed flow, which has a dynamic effect on them, due to which the spherical drop is deformed and takes a shape close to the elliptical, or rather the shape of a spheroid. The equilibrium conditions of the droplet for different half-axes of the spheroid are different and are determined by the dependence of the Weber number on the ratio of the half-axes. The energy cost of deformation of the droplet is determined by the additional surface tension energy, which can be determined through the change in the surface area of the droplet during its transition from a sphere to a spheroid. The paper proposes to use potential flow as a flow model. In this case, the velocity and pressure on the surface of the droplet is determined by known analytical expressions. The ratio of the surface tension energy to the characteristic scale of the aerodynamic forces is an important energy parameter of the droplet dynamics in the flow. The scale of the aerodynamic forces can be determined through the dynamic head and volume of the initial spherical droplet. The surface tension energy can be defined as the product of the surface tension coefficient of the droplet by the amount of change in the surface area when it is flattened. On the equilibrium curve of the drop, there is a maximum point separating the region of stable equilibrium from the unstable one. This is the critical point. The value of the energy parameter at the critical ratio of the semi-axes of the spheroid is of the greatest interest, since it determines the maximum energy consumption, at which the drop becomes absolutely unstable.

CFD modeling of cycle in a combustion chamber of a rocket engine using self-igniting propellant components

Strokach E.A., Borovik I.N., Romashova M.O.
MAI, Moscow, Russia

At the present time CFD modeling of cycle in the combustion chambers of jet and rocket engines has become widespread. With this simulation, usually only one of the fuel components is in the liquid state in the form of droplets. The second component (or both) enters the combustion chamber in the gaseous or supercritical state of the substance. The construction and calculation of a mathematical model that describes the combustion processes, in which fuel and oxidizer enter the combustion chamber in liquid form, and are self-igniting substances, suggest certain difficulties. One of the problems of this topic is the impossibility of modeling the ignition of fuel components in the liquid phase without involving additional mathematical models.

This work describes the possibility of simulating a cycle in a liquid propellant small thrust engine using self-igniting fuel components using mathematical models included in the ANSYS CFX software package. To save computing resources, only the combustion chamber sector was modeled. The motion of fuel droplets in the combustion chamber was taken into account, the model of aerodynamic drag and droplet evaporation was used. To calculate self-ignition, an EDM-type

combustion model was modified and the assumption of ignition of the fuel and oxidizer in the gas phase was introduced.

As a result of numerical simulation, the distribution of thermophysical parameters in the combustion chamber of a rocket engine was obtained.

The developed technique allows you to take into account the influence of the parameters of the mixture formation system and curtain cooling on the working process in the combustion chamber of a rocket engine.

Evaluation of the influence of vibrations on the resource of LRE the small diameter pipelines

Suleymanov I.M., Martirosov D.S., Pastukhov V.I.
NPO Energomash, Khimki, Russia

The problem of ensuring the required resource of small-diameter pipelines (from 6 to 20 mm) in the rocket engine, under the influence of vibration loads (in the frequency range up to 1000 Hz) during fire tests, is being solved.

Concrete types of pipeline destruction during the fire test under cyclic loads are considered. It was found that out of the total number of units and assemblies damaged due to vibration, 86% are the piping of the LRE units, and the main destruction mechanisms are resonant disturbances and multi-cycle fatigue of the structure of metall of construction.

The relationship between the number of loading cycles and the resource using the Wöhler curve for pipelines of a number of sizes has been determined experimentally. As the measuring information used data obtained from accelerometers and tensometers.

A number of measures have been developed to increase and control the resource of pipelines and their elements:

1. Identification of the most vibro-loaded parts of pipelines, including their resonant frequencies.
2. Minimizing mounting stresses by controlling the tension arise when tightening the union nuts of the pipelines to the mating fittings during assembling.
3. Monitoring the vibration of the body parts of the units to which the pipelines are connected.

It is recommended, as one of the ways for further research, to identify and eliminate the reasons that in some cases the calculated and experimental estimate of the developed resource is significantly lower than the estimate obtained by metallographic examination.

Thermal processes on the surface of solid fuel in a low-temperature ramjet gas generator

[1]Surovezhko A.S., [1]Myakochin A.S., [2]Baykov A.V.
[1]MAI, [2]CIAM, Moscow, Russia

Currently, many industrialized countries are actively developing to create vehicle with ramjet engines using solid fuel. In this case, the issue of cooling the walls of the combustion chamber of the engine remains relevant. In the case of using liquid fuel, endothermic fuels are used for this purpose, which decompose upon heating, forming light hydrocarbons. A similar principle can be used for solid fuel engines, but the gas generator should be the source of gases suitable for cooling. In this paper, we analyze the possibility of creating a low-temperature gas generator with a combined charge.

The considered model of processes is developed on the basis of the assumption that the heat flux entering the surface of solid fuel as a result of heat exchange with hot combustion gases of solid fuel causes chemical reactions that are localized in a thin layer. In parallel with thermal decomposition, the process of sublimation of the substance proceeds. The ideas about the gasification process described above make it possible to apply to it the equations of decomposition of the condensed phase, previously developed for the case of solid fuel combustion.

The analysis is conducted for the case when urotropine is used as solid fuel. Based on the results of the conducted work, it can be concluded that three modes of gasification are characteristic of the process of evaporation of solid fuel under the influence of hot gases: 1 – the mode of intensive evaporation of fuel, when the proportion of sublimated fuel reaches 100%. In this case, the temperature of the fuel surface reaches its limit values when the pressure of the sublimation vapor is equal to the total pressure in the gas generator, but it remains significantly lower than the temperature of hot gases. 2 – mode of evaporation of medium intensity, in which the surface temperature is below

its limit value, but remains close to it. 3 – low intensity evaporation mode, when the surface temperature is close to the temperature of hot gases, but the heat flux directed to the fuel surface becomes orders of magnitude lower than in the intensive evaporation mode.

The thermal processes of gasification of solid fuel in a low-temperature gas generator with a combined charge of a ramjet engine using solid fuel are analyzed, the characteristic features of gasification modes are highlighted.

Requirements for assessment tools for technical and economic indicators in the development of aircraft engines

Terentyev V.V.
MAI, Moscow, Russia

The task of the developer of a new engine is: achieving the required level of technical excellence and production opportunities; compliance of the technical solution with the economic parameters of the life cycle [1].

One of the designer's toolkits for such a multivariate assessment may be software, a "calculator" that allows you to evaluate the costs of creating a new engine. An example is a questionnaire (calculator) for assessing the technology readiness levels given in [2], Appendix B. This application is based on the TRL methodology [3]. The method for multifactor evaluation of scientific projects was proposed in [4].

To evaluate the design solution, it is proposed to assess the costs of achieving the parameters of technical excellence and determine their impact on the cost of flight hour. The cost estimation is based on an algorithm of expert quantitative description of the current level and the expected level of readiness for each parameter, and followed by an analysis of the resources needed to bridge the "gap" between the levels. It is proposed as the main vectors for assessing the "gaps" to consider the technology readiness levels (TRL), the manufacture readiness levels (MRL) and introduce the human-resources readiness level (HRL).

For the "calculator" of the assessment of design decisions when creating an aircraft engine, the Input Data are:

• Set of design parameters of the engine and ranges of its acceptable values, primarily, such as thrust, specific consumption, resource of main parts;

• Sets of required resources to move to a new level of readiness TRL, MRL, HRL.

The algorithm should include the economic parameters of the future sales model, in particular, the planned quantity of engine production, revenues from the initial sale, from the service, from the number of flight hours.

The Output Set will be pattern of the engine, as a set of technical and economic parameters.

The software realization of the algorithm to get the developer an quickly and clearly answer to the question of whether the solution is within the acceptable expert estimates of technical and economic parameters.

References:

1. https://www.aviaport.ru/news/2019/09/25/607425.html
2. GOST R 58048 — 2017 TRANSFER OF TECHNOLOGIES. Guidelines for assessing the maturity of technology.
3. https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/txt_accordion1.html
4. DOI 10.22394/2410-132X-2016-2-4-244-260.

Application of mechanical filters for purification of electrolyte from solid reaction products of air-aluminum chemical current source

Farmakovskaya A.A., Okorokova N.S., Perchenok A.V., Suvorova E.V.
MAI, Moscow, Russia

One of the most effective and promising electrochemical systems is a pair of oxygen-(air-) aluminum (O2/Al or AA) with aqueous electrolytes. Power plants (PP) with AA chemical current sources (CCS) have high specific energy intensity (up to 700 W*h/kg) and a unique set of operational properties: long-term preservation before the start of work and in pauses, complete explosion and fire

safety, the absence of toxic components and products of work, which determines the possibility of wide use in various fields of technology.

The main products of the reaction of AA CCS are soluble aluminates and solid aluminum hydroxide Al(OH)3, which as they accumulate in the source reduce the parameters AA CCS, impair operation of the pump pumping the electrolyte and significantly reduce their service life, and possible deposition of solids on the walls of pipelines and components leads, in turn, decrease the reliability of power plants.

This paper presents the results of the development and application of a filtration unit in the form of a cartridge filter with a throttling hole. The basic theoretical propositions about the filtration mechanism using the discharge opening are formulated, according to which the filtration process consists of two types of filtration – suffusion and particle adhesion.

The developed method allowed:

• to clean the electrolyte with low hydraulic resistance to the electrolyte flow at high concentrations of the solid phase (more than 10-15 wt%);

• to provide long-term operability of the cleaning system at large masses of the formed solid phase;

• be able to produce rapid regeneration of the electrolyte;

• have a small mass and volume;

• leave sufficient solid phase in the electrolyte so that aluminum hydroxide crystals passing through the filter are the seed for crystallization of dissolved aluminum in the circuit.

The studies allow us to conclude that the use of mechanical cartridge filters with a choke hole is an effective and reliable way to clean the electrolyte of PP with AA CCS.

Using the decomposition of a vector space in the analysis of the blades machines acoustic characteristics

Fedoseev S.Y., Timushev S.F.
MAI, Moscow, Russia

The use of modern approaches to the analysis of three-dimensional unsteady flow in the bladed machines of aircraft and rocket engines necessitates modeling the dynamics of large eddies. The mechanism of the occurrence of acoustic vibrations in bladed machines has been studied in sufficient detail experimentally.

Modeling such problems involves solving the equations of fluid dynamics by representing the fluid velocity as the sum of the potential and vortex component.

The significant error of the calculation methods is due to the problem of separation of acoustic and vortex (pseudo-sound) vibrations when determining the sound source, as well as modeling the dynamics of vortex structures. Solving the problem of modeling the dynamics of vortex structures the zones containing vorticity are distinguished in the liquid, and the problem of searching for vibration modes of vortex structures is solved as the problem of the evolution of the vorticity field. This process can be described by representing the vortex structure as a system of equivalent points. This allows, using the apparatus of the theory of point groups of symmetry, to determine the structural properties of the vortex, to remove the "parasitic" variables in the equations, etc. The use of such an approach presumes the projective operator recording, that by acting on the vector space containing information on the vortex structure and decompose it, i.e. divide vector spaces by symmetry types. Where the n-order of the matrix of the “representing” element of the group, the g-order of the group, is the character of the representation of the group, Q(R) is the symmetry operation.

The solution of the equations of motion for each individual type of symmetry allows us to find the law of motion, which can be used in acoustic equations.

It can be seen that the source of acoustic vibrations in the inhomogeneous wave equation is a term that represents unsteady perturbations of the vortex mode pressure.

Improving the performance of a piston engine for unmanned aircraft through the use of ceramic composite coatings

Fertikov A.O., Siluyanova M.V.
MAI, Moscow, Russia

The development of unmanned aircraft is severely limited by the fuel efficiency of power plants (PP). PPs have too much consumption of stored energy and are not able to provide sufficient range, maneuverability and flight duration at one gas station.

Prospective PP can be implemented in a hybrid scheme: economical internal combustion engine (ICE) + power generator + battery + electric motors + screw. The main task is to increase the fuel efficiency of ICE.

When developing such an internal combustion engine, a new theoretical model was applied that takes into account a wider range of losses and energy transformations, during which a previously unaccounted low-temperature energy was revealed, which can exceed the entire thermal energy of the working cycle.

The model was tested during the modernization of the single-cylinder carburetor two-stroke engine of air cooling PLANETA-5.

Performance data:

• The compression ratio is 8.2-8.7;
• Engine displacement – 346 cm3;
• Maximum engine power, hp – 22 (20.9 ... 23.1) at 4850 ± 10% rpm;
• Maximum revolutions – 6000 rpm.

During modernization, new volumetric plasma ignition and fuel preparation systems were used; the mechanical part is treated with anti-friction ceramic materials composites.

The following practical results were obtained:

• The minimum idle speed from 800 rpm fell to 60 rpm;
• The maximum speed increased from 6,000 rpm to 15,000 rpm;
• The maximum pressure on the piston (indicator diagram) at idle was 10 atmospheres;
• The maximum pressure on the piston when entering the mode increased to 300 atm.

Thanks to additional energy, ICE has new opportunities:

• Liter power can be higher than 1000 hp/l,
• Gasoline savings can be at least 35 g*hp/hour,
• The specific gravity of ICE can be 10 hp/kg.

The novelty of the proposed engine is ensured by:

1. Providing a super-poor homogeneous combustible mixture.
2. Execution of the head, cylinder and piston from a ceramic composite.
3. Ensuring operability without liquid cooling and piston lubrication.

The reasons for reducing the torque of a modern ICE at high loads are revealed: the asymmetry of the crank mechanism and the combustion vector of the mixture, as well as the long burning of the mixture at high speeds.

Thus, it becomes possible to create a promising PP, based on energy generation due to the operation of a highly efficient internal combustion engine with high efficiency.

The formation of the appearance of the cryogenic fuel system of the aircraft

[1]Firsov V.P., [1]Aslanov A.R., [1]Stolnikov A.M., [2]Raznoschikov V.V.
[1]MAI, [2]CIAM, Moscow, Russia

Providing fuel resources is a key problem in the development of industrial and post-industrial economies of the world. In this regard, science and technology faced the task of developing new alternative fuels to replace traditional petroleum fuel or liquefied petroleum gas. One such fuel is cryogenic fuel, which is currently widely used in rocket and space technology and to a lesser extent in aviation. Various types of cryogenic fuels have been developed: liquid hydrogen, liquefied natural gas (LNG), mainly consisting of methane, and cryogenic propane. These fuels are more environmentally friendly than traditional jet fuel, and also have better thermophysical properties,

namely: greater calorific value, cold life and the value of the gas constant, which determines the performance of gasified cryotuels. This gives a potential opportunity to obtain high performance characteristics of promising aircraft. Another advantage of cryogenic fuels is their environmental friendliness. For example, when using liquid methane, which will be used as fuel in this study, there are no emissions of lead and sulfur.

Cryogenic fuel system (CFS) consists of cryogenic fuel tank, pump, turbopump and heat exchanger for evaporation.

Mathematical model of the CFS developed for theoretical calculations. Mathematical model of the CFS is a set of the mathematical models of the main parts of the fuel system. Mathematical models of various parts of the CFS determine the parameters in various sections of the fuel system. Pressure, temperature, volumetric flow, hydraulic losses and the mass of each part of the system are the main parameters.

The adequacy of the CFS mathematical model's calculations was carried out in the process of comparison with earlier publications and data obtained during the experiments on natural objects.

The geometric dimensions and the mass of the parts of the fuel system, the loss of cryogenic fuel are determined with the control of operability of all elements of the fuel system and engine for forming the appearance of the CFS.

Effect of turbine type on vibration activity of BPU LRE

Frolov A.A., Timushev S.F.
MAI, Moscow, Russia

The screw booster pumping units of the LRE are used to create the pressure necessary to ensure the cavitation-free operation of high-pressure and high-speed main pumps of the engine fuel supply system. In accordance with its purpose, the booster pump unit (BPU) must provide the required supply pressure of a given flow rate with the lowest possible liquid pressure at the inlet of the BPU. At the same time, the efficiency of the booster pump unit should be maximum, and the dimensions and weight should be minimal. The last two characteristics determine the maximum - the possible number of revolutions of the BPU shaft. Therefore, the booster pump should have the highest anti-cavitation qualities.

The study of issues related to hydrodynamic and mechanical vibration in pumps must be started with a general classification of the sources of these phenomena. This approach gives an idea of the main directions of study of vibration and pressure pulsations through the study of the causes of their occurrence.

There are two large groups of vibration sources in the turbine turbine drive. It is customary to relate to the first such sources of vibration that are caused by the interaction of the elements of the flow part of the pump with the working fluid. Such a group is called hydrodynamic vibration sources.

There are such sources of hydrodynamic vibration as:

1. Cavitation processes;
2. The occurrence of reverse currents, eddy formation;
3. Pressure pulsations after the impeller of the pump.

The second group is mechanical sources of vibration. Of the general list of mechanical vibration sources, the most common are:

1. rotor imbalance;
2. uncompensated centrifugal forces;
3. operation of the pump unit drive;
4. the effect of bearing bearings
5. violation of the alignment of the rotor;
6. weakening of the static rigidity of the system;
7. work in the field of resonant speed;
8. self-oscillations of the shaft line;
9. sudden dynamic effects.

B96 aluminum alloy processing by pulsed laser cutting

Khayrullina L.R.
KNRTU-KAI, Kazan, Russia

In the article by A.B. Lopez et al. [1] revealed that the main factor affecting the cutting speed is the pulse frequency. In the Chao Hea article, the period of laser radiation pulses in one circle is several milliseconds. While laser pulses blow out the material, they work simultaneously with preheating [2]. The process of pulsed laser cutting is determined by the simultaneous exposure of the processed material to focused laser radiation and high pressure auxiliary gas. In this case, a narrow cut is formed in the material. In the literature, insufficient attention is paid to theoretical and experimental studies of the cutting process [4]. The aim of the work is the experimental determination of the ranges of pulsed laser cutting of aircraft materials by thickness and material range, the development of pulsed laser cutting technologies for B93 aluminum alloy for the manufacture of grooves for complex configurations of the inlet cowling of a gas turbine engine, holes and grooves in combustion chambers. Research objectives: to increase the range of materials processing by pulsed laser radiation with a power of 1.5 to 4 kW for drilling holes, grooves with an air pressure of 1.0 to 1.5 MPa for materials with a thickness of 1 to 7 mm, to identify the optimal energy consumption by radiation power pulse ql and its duty cycle γi, to improve and simplify the manufacturing technology of the fairing of the input device and the gas turbine combustion chamber. Laser cutting was carried out on a laser complex LASER CUT 3015, operating in a pulsed radiation mode. The cutting tool is a laser beam and high-pressure air. The laser cut widths of the samples were measured using an MBS-9 and (Carl ZEISS 1016-758) microscopes. 1. The technological parameters of aluminum alloys were measured, where the cut width varied from 0.17 to 0.45 mm, and the cutting speed was approximately 0.05 m/s. 2. It was found that with the same parameters of the laser cutting process, the cutting and drilling speed of aluminum holes with a thickness of 1 to 7 mm using oxygen increases compared to the cutting speed using nitrogen by 2.7 times, and at a thickness of 7 mm the increase is 3.5 times higher. 3. The possibility of increasing the cutting speed of aluminum by increasing the laser radiation power (from 1.6 at a thickness of 1 mm to 1.2 at a thickness of 7 mm), as well as by increasing the pressure of the process gas, is shown. The obtained experimental results were introduced into production at KAI-Laser Technologies LLC, PJSC NEFAZ.

Research of influence of design features of system of gas-dynamic declination on process of its functioning

Khromov A.S., Nikitin V.A., Sladkov V.Yu.
TSU, Tula, Russia

In the process of bench firing tests of the gas dynamic declination system based on gas rudders, it was found that when using traditional analytical dependencies to determine the main parameters of intra-jet gas rudders, there is a significant discrepancy between the experimental and theoretical values of the control force in the region of small, up to 5, angles of deviation. At the same time, in the area of deviation angles close to 20, this discrepancy fits into an acceptable value of ≈5%. Often the desired trajectory is realized at small angles of deflection of the rudders, so the causes of this mismatch, a detailed description of the physical picture emerging processes and creation of new calculation methods is extremely important.

To determine the causes of the discrepancy and obtain theoretical results consistent with the experimental data, a 3-dimensional simulation of the gas flow in the area of gas rudders using the software package "SolidWorks. FlowSimulation". During the simulation, it was found that a significant influence on the value of the control force generated by the gas rudder has the location of the rudder relative to the edge of the nozzle exit section, namely, the degree of removal of the leading edge of the gas rudder from the nozzle cutoff. Moreover, it is determined that the closer the rudder edge to the cut, the wider the angle range ("dead zone"), in which there is a decrease in the value of the control force, which is evidence of the influence of the nozzle edge on the formation of the seal jump and the pressure distribution on the surface of the gas rudder. It is also revealed that this effect leads to an increase in the values of thrust losses from the gas rudder in the same range of angles.

A rapid method for noise prediction of distributed electric propulsion aircraft

Chen Bolun
MAI, Moscow, Russia

A rapid method for noise prediction of distributed electric propulsion (DEP) aircraft is considered.

One of the advantages of electric propulsion is able to distribute propellers on each part of airframe, for example along the wing, and not just next to the power source. The use of DEP will bring new ideas in aircraft design, including aerodynamics, vehicle control and acoustics.

Some articles have pointed out that the noise signatures associated with DEP aircraft may have a significant difference from the noise signatures of traditional aircraft with similar class.

Several hypotheses can be considered to simplify the problem:

1. Noise sources are coherent, i.e. all propellers operate at the same rpm;
2. The flow is uniform, i.e. the broadband noise of the propellers is ignored;
3. Motor noise, airframe noise, and propeller-to-propeller or propeller-to-airframe interaction noise are ignored.

The noise of the propeller is affected by its load and the thickness of the blade. According to Gutin's theory, the effect of the thickness of the propeller blade on noise is not very strong, as long as the tip speed of the propeller blade is less than the sound speed.

In this paper, Garrick and Watkins equations are used to predict the noise of a single propeller.

To apply this equation, all you need to know is the propeller thrust, torque, RPM propeller, effective propeller blade length and flight speed, i.e. the exact geometry of the propeller is not required.

The sound pressure level of distributed propulsion aircraft on observer point is determined by superposition of the sound pressure waveforms of several propellers.

It should be noted that changing the initial phase of each propeller, the relative distance between the propellers and the propeller direction of rotation (clockwise or counterclockwise) will greatly change the acoustic direction.

This method is realized by program which allows you to quickly calculate the sound pressure level of the aircraft with DEP.

Selection of criteria for evaluation of erosion resistance of aircraft engine parts from PCM

Shakhov A.S., Kholobtsev D.P., Arkhipov A.N., Ravikovich Yu.A.
MAI, Moscow, Russia

The usage of new polymer composite materials (PCM) in the design of an aircraft engine is an important task to improve its efficiency. In this case, it is necessary to select criteria for evaluating the reliability and durability of PCM parts in operation. One of the necessary conditions for the use of PCM in aircraft engines is to maintain operability when sand and dust get into the compressor during take-off and landing.

It is almost impossible to conduct erosion tests with a concentration of abrasive particles corresponding to the usual dust flow because of their long duration. When conducting tests with a high concentration, several orders of magnitude higher than the concentration of the normal flow, the reliability of the assessment is reduced due to the need to extrapolate the results to a long lifetime.

Therefore, to increase the accuracy of the erosion resistance assessment of engine parts from PCM, a periodic measurement of the thickness of the part in operation and a subsequent assessment of its mechanical integrity (MI) are proposed.

As criteria for the reliable operation of parts, estimates of the mode 1 natural frequency of vibration and maximum static stresses are proposed.

In this work, the MI parameter of the PCM inner panels after erosion are checked. To study the effect of erosion on the panel strength, several models with different thicknesses have been created. Static and dynamic calculations of the models have been carried out in the ANSYS software package, taking into account the tightening of the bolts and the action of aerodynamic pressure.

As a result of the calculation, the critical residual thickness of the panel was assessed, at which its natural frequency approached the rotor harmonics of the engine and the probability of the part operation in the critical region increased.

The work was carried out with the financial support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation as part of the comprehensive project No. 2017-218-09-172.

3. Control Measuring and Computing Systems and Complexes and Onboard Power Generation

A mathematical model of the hybrid unmanned aerial vehicle trajectory in horizontal mode and in vertical landing

Cao X.X.
MAI, Moscow, Russia

The report is devoted to UAV motion simulation. The dissertation examines the problem of determining a solution method for the drift and rolling of a rigid wing aircraft, strong winds in weather conditions, headwinds when landing in the vertical direction. The solution to this problem is proposed through the use of complex mathematical modeling of unmanned aerial vehicle systems.

The report presents:

• Coordinate systems that are used to simulate motion: the Earth coordinate system – the accompanying geographic trihedron; connected coordinate system – a Cartesian rectangular right axis system, fixed relative to the UAV; speed coordinate system and coordinate system associated with the line of a given path.

• In the report, a route chart was drawn. A light aircraft unmanned aerial vehicle can provide flying at a border of a distance of 100-300 km, and can be used for agricultural or flying facilities. The landing site is often a small position, especially the existing strong wind: 15-20m / s, even 20-30 m / s.

• In the horizontal mode, in particular, the fate of approaching 100-200m last to the goal. In this fate there is a strong wind, then the UAV will easily lose its state of direction, stabilization, control angles and orientation, the control system must ensure stability. Therefore, we will research and define an algorithm to control UAVs in this fate is very important and urgent. Here the option suggests, it controls the plane to fly in the opposite direction, the wind, this means oncoming flight. In this paper, the fifth screw will do. Its power will be regulated equal to the strength of the wind, and another four screws will make the stabilization functions and land vertically on the surface.

• In vertical mode, i.e. The UAV will land at the desired location. This is a combination of screws: the fifth screw will hold down the strength and direction of the wind, and the remaining screws hold stabilization and gradually reduce the height to the ground.

The basic equations for describing an airplane are publics known and developed. The computer environment to use UAV motion simulation is the C ++ programming language.

The result of this work is a UAV flight simulation program and flight parameter graphs. The simulation of movement in landing mode was carried out, estimates of the error in the implementation of the aircraft trajectory with various algorithms were obtained, and the accuracy of the computing device used was estimated.

Research of possibilities of the theoretical designer for development information and control system

Aminova F.E.
MAI, Moscow, Russia

Despite the very different nature of the components of the information management system (IMS) development tools and related software, they are united by the fact that they are consistent with the approach aimed at optimizing and increasing the efficiency of the development process, identifying “technological samples”.

But “technological samples” are reproduced in new situations, in different contexts, with new objects, and this turns their reproduction into a creative act.

A theoretical constructor or system is proposed as a system for selecting and (or) building technologies for managing the process of developing information and control systems.

The theoretical designer for managing the process of developing a model of an information management system includes a theoretical conceptual framework, a system model, a mathematical model, and a software implementation of the system.

The use of this system is supposed to be a single universal tool for managing the design process and software development of information management systems.

The development of the fundamentals of the concept of managing the process of developing a model of information management system was carried out in stages.

At the current stage, the development of the basics of the concept of managing the process of developing an IMS model or meta-management of the process of developing an IMS has been completed.

The concept of meta-control of the IMS development process is presented in the form of a theoretical constructor that includes two interconnected petal models: models of the IMS development conditions and the corresponding software, multifactor model of the development process.

A multi-factor model of the development process is presented in the form of petal components: modeling methodology, development methodology, standards, development recommendations, professional competencies of participants in the development process. The multivariate model reflects the possible and recommended relationships between components and generates recommendations for managing the development of ICS and software.

As the final stage of the study, it is proposed to develop a mathematical model, program implementation of the system.

Modernization of approaches to the regulation of electric power in Russia

Armashova-Telnik G.S., Sokolova P.N.
SUAI, Saint-Petersburg, Russia

Currently, the entire world community (including Russia) is included in the process of transition to the sixth technological mode, in connection with which the position of the electric power industry in modern innovative technical conditions is presented as “technological parity” [1], essentially a delay in the development of the Russian industrial sector, the implementation of reorganization mechanisms of the domestic energy sector, its weakened position in terms of the level of competitiveness among developed countries. The issues of regulation of regulatory and legal aspects of the electric power industry, key provisions of financial and economic relations, coordination of rights and obligations in the subject of subject relations in the process of their economic activity (including in the producer-consumer relationship) are determined and coordinated by the Federal Law “On Electric Power” dated March 26, 2003 No. 35-ФЗ (hereinafter – the Federal Law "On the Electric Power Industry"). Also, relations in this area are regulated by the Civil Code, and other federal laws, decrees of the President of the Russian Federation and government decrees [2]. However, given the current state of the innovation and technical conditions of the electric power sector in Russia, it is necessary to implement comprehensive measures aimed at innovation and investment projects that meet the challenges of the sixth technological order, taking into account the influence of post-crisis trends. In this context, it is advisable to consider the modernization of the structure and substantive elements of the electricity sector through the application of an innovative model. So, due to the low share of business structures in investing in innovative projects in Russia, it is necessary to create prerequisites for the growth of business sector activity by improving state regulation processes. Thus, in order to ensure effective regulation of the electric power sector in Russia, it is necessary, among other things, to adequately respond to the challenges of the sixth technological order through the formation of stable trends in innovation and investment growth in the energy sector, and confident orientation in the complex of scientific and technological requirements; building a motivational component for mobilizing investments.

Algorithm for optimizing the vertical profile of an airliner flight as part of the "Free Flight" concept

Volkov D.A., Veremeenko K.K.
MAI, Moscow, Russia

Optimization of the aircraft flight path is an important practical task [1], the efficiency, regularity, environmental friendliness and safety of air transportation depend on its solution. Under the current procedures for air traffic control (ATC), flying along optimal trajectories is not always possible due to the restrictions inherent in airspace, which is tightly organized along echelons and routes. This is especially true for airspace in areas with high flight intensity. The importance of optimizing the flight profile will increase significantly with the transition to new ATC technologies, for example, within the of the “Free Flight” concept [2]. The report proposes a multicriteria approach to the formation of an optimal aircraft flight profile in areas with the appropriate air traffic control organization. Provides an algorithm for optimizing the flight profile of aircraft, which allows solving the following main problems:

1. Formation:

1.1. mathematical model of airliner flight;

1.2. vector of motion control parameters, taking into dynamic characteristics.

2. Synthesis of the flight profile recalculation algorithm with optimization according to the criteria:

a. Economic;

b. long range cruise;

c. minimum fuel consumption;

d. combinational.

3. Verification of the operation of the algorithm under various flight conditions.

Proposed multicriteria optimization [3] uses the genetic algorithm to find the optimal value of the parameters of the control vector. An analysis of this model was carried out, which showed the suitability of the proposed methodology for solving the optimization problem. A structural diagram of mathematical modeling is presented. The basic provisions for the generalization using model of aircraft motion are described. Performed simulation showed the suitability of the algorithm for solving the optimization problem under dynamically changing conditions.

1. D. Kim, Yuan Lyu, Rhea P.Liem. Flight profile optimization for Noise abatement and fuel efficiency during departure and arrival of an aircraft, AIAA Aviation 2019 Forum 17-21 June 2019, Dallas, Texas.

2. Alejandro Murrieta-Mendoza, CharlesRomain, Ruxandra M.Botez, Commercial Aircraft Lateral Flight Reference Trajectory Optimization, IFAC-PapersOnLine Volume 49, Issue 17, 2016, Pages 1-6, 20th IFAC Symposium on AC in AACA, 2016.

3. Berezhnoy D.A., Multicriteria in the problem of optimization of the airliner flight profile, Aviation and Cosmonautics-2017. Theses. MAI (NRU). 2017.. 2017. C. 144-145.

Development of backup and disaster recovery software

Brekhov O.M., Artemov N.S.
MAI, Moscow, Russia

Terabytes of data are allocated on personal computers. Backups on external devices are created for its protection. All commercial, personal data, as much as state secrets can be accessed by the third party, thus it is important to use the effective backup and disaster recovery software, to set up the reliable and stable internet connection between client and server and to secure the confidential information.

The report provides the analysis of the software products on the market with the assessment of the potential security breaches. The most popular backup and disaster recovery software is produced only for Windows, MacOS and Linux operational systems and is not fit for secured operational systems because of different internet interaction protocols, user authentication processes, accounting journals and the operational system integrity. The Technical Assignment has been finalized with the reference to Astra Linux, Armed Forces Mobile System and state standards.

The aim of this work is to develop the backup and disaster recovery software based on Clonezilla – open source software.

The report contains modules (written in C and bash) of automatic socket setup, internet connection, user authentication and disaster recovery check-up with the use of tools for checksum calculating.

The acquired results can be used for Clonezilla integration into systems based on Astra Linux and Armed Forces Mobile System.

Integration of quality management methods and modern digital technologies

Vasiliev V.A., Aleksandrova S.V.
MAI, Moscow, Russia

The development of digital technologies and the transition to a digital economy pose new challenges in the field of quality management (QMS). The existing methods of MC were created in the last century, when the digital economy was the object of fantasy novels. At the same time, the MK methods themselves remain relevant in our time. The main contradiction between the available methods of QM and digital technologies is the reaction of the system to the incoming information. Available in the Arsenal of scientists and practitioners MC methods and their combinations, including quality management systems (QMS), are usually designed to process information after the completion of the analyzed process. Information about the progress of the process comes with a delay, sometimes too late. Modern digital technologies combined with process automation allow to receive and process information in real time. It is obvious that for further development of quality management and increase of competitiveness of the organizations and the enterprises integration of methods of quality management and modern digital technologies is necessary.

As a priority, we can propose the creation of an automated or digital quality management system (DQMS), involving the formation of a digital twin and a digital passport of the Product. A digital twin is a software analog of a physical device that simulates the internal processes, technical characteristics, and behavior of a real object. The DQMS should receive, process and analyze information and data on processes in real time, and offer management solutions for the management of the enterprise on this basis; develop and propose solutions and responses to changing conditions, ensure quality control of production processes and finished products. to manage the inconsistencies. OLAP (On-Line Analytical Processing) can be used as one of the ways to implement DQMS. OLAP stands for a technology that enables users of multidimensional databases to generate descriptive and comparative summaries of data in real time and receive responses to various analytical queries.

Another task of the DQMS is to minimize the risks associated with the "human factor" through the introduction of automated systems for process management, collection and analysis of data on the results of measurements and tests

Additive technologies in printed circuit boards

Vasilyev F.V., Gorelov A.O.
MAI, Moscow, Russia

The complexity of the use of additive technologies in electronics is determined by the high requirements for mechanical properties and reliability of elements and assemblies. In traditional electronics, the basic component is the printed circuit board. The main materials of printed-circuit boards are glass epoxy composites, providing high flexibility of characteristics, which allows to use them for various devices. At the current stage of development of additive technologies, they do not allow to provide high-grade replacement of traditional materials of printed-circuit boards. Existing attempts to create a 3D-printer, which "printing" ready-made boards or even units, can be understood only as experiments to assess the principal possibility of using additive technologies in the production of electronics.

Nevertheless, these researches are very important for reception of new properties of printed-circuit boards and printed-circuit units which have been earlier inaccessible.

Additive technologies can be used in the following fields:

• Replacement of traditional soldering masks with 3D soldering masks (including those with variable thickness);

• Use on internal layers of multilayered printed-circuit boards instead of prepreg that allows to use them as a soldering mask at assembling of the built in components.
• Building of 3D-structures for fixing of components;
• Waterproofing;
• Building of fixation elements in the case;
• Connection of separate modules into a single unit.

The Department of Instrument Engineering of the Moscow Aviation Institute investigates the introduction of additive technologies in the production of electronic devices. First of all, the characteristics and possibility of using the existing equipment and materials for the manufacture of printing units are studied, and the impact of 3D-printing technology in the production of electronics on its reliability is determined.

The conducted researches allow to speak about the perspective of additive technologies in electronics.

Analysis the features of aircraft subsystems with allowance for tolerances and ways to increase their reliability

Tuan Vu Trong, Grishin V.M.
MAI, Moscow, Russia

Reliability of passively redundant subsystems of aircraft with allowance for tolerances in case of sudden failures is not a widely discussed topic in reliability theory. However, the need of practice require a deep and comprehensive study of this issue. The subject of this work are pair of subsystems connected by the output/input parameter W.

Features of the first subsystem is the inadmissibility even of the short-term interruptions in operation and does not satisfy the requirements for its reliability. This leads to the need to introduce redundancy into it by multiple and non-multiple redundancy methods. A feature of the second subsystem is the possibility of deviation of its input parameter W in a smaller direction within the tolerance determined by the design and technical documentation. The structure passive redundancy of the first subsystem is selected so that, the failure of all its redundant elements provided the required level of reliability and thus reducing its output parameter, which is the input of the second subsystem does not exceed the tolerance limits.

The aim of the work is to find ways to improve the reliability of passively redundant subsystems with allowance tolerances by researching the impact on the reliability of significant factors.

The analysis of many visible factors, which influencing to the reliability of these subsystems shows that three factors are essential: the reliability of the elements of the redundant subsystem, multiplicity of reservation and quantity of the tolerance on a deviation of its output parameter.

The results of the calculations made it possible to draw the following conclusions:

1) Along with the reliability of the elements, the most important characteristic, which allow to increase the reliability of passively redundant aircraft subsystems at a given assigned tolerance is the redundancy multiplicity.

2) On the character of the dependence of the indicator Pc from the multiplicity of redundancy is significantly affected by the values of the realized tolerances and the reliability of the elements.

3) At realized tolerances of less than 25%, the dependence of the indicator Pc on the multiplicity always has an increasing character, so the multiplicity of redundancy is the main means of increasing the reliability of passively redundant subsystems of the class under consideration at "hard" tolerances.

Continuous computing devices of functional-logical modeling of interacting processes

Dembitsky N.L.
MAI, Moscow, Russia

This report discusses methods for embedding continuous computing devices into systems of continuous interacting processes and turning them into one of the links in the system.

Continuous computing devices (HLCs) are a combination of analog circuits with a unified structure of functional logical connections that solve two problems at the same time: calculating the functional dependencies of parameters and their logical analysis to make decisions about the choice of the

method of processing the source data. Both tasks are solved jointly in a time continuum of changes in the source data. The purpose of the proposed technical solutions is to increase the speed, reliability and robustness of process control by eliminating the software component and the use of training methods.

The ability to write, store and read tabbed functions allows you to perceive the HLC as a generator of instantaneous values of recorded functions, and in contrast to digital devices, perform continuous calculations.

The unification of the interface creates the ability to integrate the HLC into the systems of continuously interacting processes. The integrity of these systems is determined by the constant exchange of information about the state of processes and events within the system.

The possibility of online recording, storage and reading of the values of tabulated multidimensional functions creates the conditions for the use of HLC in self-organizing systems for processing the results of experimental data.

The results obtained allow us to talk about creating a hardware basis for non-digital processing of analog process models. The results obtained should expand the capabilities of analog devices, make full use of their main advantages over digital systems in parallelizing computing and in information processing continuity.

The effect of electromagnetic field on biological tissue

[1]Dmitrieva N.S., [2]Popov V.A., [1]Kovalev K.L.
[1]MAI, [2]Aeroelectromash, Moscow, Russia

Existing cancer treatment methods have a narrow range of effects on the disease, many side effects and a very small proportion of patients have complete remission. Such common methods include chemotherapy, surgery, radio and phototherapy. In this work, the object of study will be the direction of magnetotherapy.

"In 2012, a new method of Electropulse therapy appeared, potentially claiming a small revolution in the treatment of malignant tumors" (according to the statement of Doctor of Medical Sciences N. Zhukov, "Oncology News") [1,4]. Scientists from the USA, Israel, and China are working in this direction, and in the course of research, they experimentally confirmed the suppression of the functions of malignant tissues by ponderomotive forces excited by pulses of electric field strength.

In the proposed exposure, cellular material is considered as a conductive material with electrical conductivity of biological tissues. The method should take into account the dependence of the pressure of the magnetic field strength N (A/m) on the biological tissue on the electrical conductivity, the thickness of the biological tissue and the rise time of the magnetic field strength to the amplitude value. The high selectivity of the method is determined by the electrical conductivity of malignant tissues, which is 5-7.5 times higher than the electrical conductivity of healthy tissues [2,3].

Inductors, solenoids, electromagnetic field concentrators connected to a source of current pulses are used as a causative agent of magnetic field strength.

At the proposal of the Nizhny Novgorod State Medical Academy, the specific fundamental tasks that the project aims to solve are: detecting the effects that arise in a biological cell (biological tissue) when exposed to a pulsed electromagnetic field; determination of the degree of exposure to a pulsed electromagnetic field and the emergence of the regenerative potential of healthy and cancer cells.

Based on the data obtained, additional calculations and corrections of the selected parameters will be carried out, the results of experiments will be analyzed. In addition to this study of a cancer treatment method, it is planned to draw up mathematical models describing the behavior of healthy and malignant cells when creating a pulsed electromagnetic field. These models, together with further experiments, will confirm the merits of this method and will enable us to move on to the next step – conducting in vivo experiments.

Assessment of using network technologies capabilities in the multi-satellite low-orbit spacecraft constellation control system

Evkov A.P.
JSC “RSS”, Moscow, Russia

The main object of the research is an advanced multi-satellite low-orbit spacecraft constellation control system based on network operating principles.

The relevance of the work is based on:

1. the need to improve the stability of the control system of the spacecraft orbit group under the influence of destabilizing factors affecting Critical Information Infrastructure (CII);

2. the need to develop new control methods aimed at improving the stability of orbit spacecraft constellation control system.

Analysis of the existing infrastructure showed that at present all control tasks depend mainly on the central component, namely the mission control center (MCC).The MCC operates in a centralized power supply system, tied to central communication nodes, implementing the «star» topology. The termination of the MCC’s operation causes the failure of the entire orbit spacecraft constellation control system.

Orbit spacecraft constellation control system is a CII because it implements a whole range of important state tasks related to information support in the sphere of economy, politics, social needs and defense of the Russian Federation. In this regard, it is necessary to work out new approaches to ensuring the stability of the functioning of the CII in the conditions of emerging threats, information impacts and vulnerabilities associated with the specifics of the construction of orbit spacecraft constellation control system.

This is especially true for the low-orbit group of Earth remote sensing spacecraft, because it is critical for the reliability of the control system, and requires a continuing uploading working programs of aboard the spacecraft to perform target tasks. One of the main methods that will ensure the stability of control is the creation of a distributed system based on network technologies. The advantages of such a system include: the opacity of the territorial location of the control system, the location of information resources and data transmission nodes inside the control system.

The proposed conceptual model locates all MCC facilities in a virtual environment or "cloud", using distributed resources linked by a fully connected topology.

In the future, it is planned to solve the following problem relating to the assessment of key indicators of the proposed orbit spacecraft constellation control system (technical readiness of the system, system throughput, system reliability and system vulnerability to impacts).

Module for managing time limits in the basic design and technological information for a project and operational management system

[1]Ermokhin E.A., [2]Tsyrkov A.V., [1]Tsyrkov G.A.
[1]MAI, [2]NPO Tekhnomash, Moscow, Russia

The main problem of integrating any information systems into the “live” business processes of machine-building enterprises is the incompleteness of a research and development work processes digital representation. The considered module provides convenient functions for analyzing the base values integrity, allows quick adjustment of time limits, and helps quickly solve such problems at some stages of research and development work.

The data model of the user interface is a flat list of exploded assemblies and parts in a solution, indicating the total number of their uses and the size of production batches, their characteristics, and the data modification history. In the balancing mode, the parts, which time-limits were already has been set by the user, are excluded from the calculation.

In the current implementation, the initial data are the summarized time input values for each of the projects, the share of the labor input for manufacturing groups of parts and assembly units, as well as the parameter of “production complexity” (PR_complexitiy). After entering or altering the initial values, an automatic calculation of labor costs for each processed assembly or part occurs.

In the “PR_complexity” defining dialog, the specialist adjusts the value using the following information about the product and the current part or assembly:

• Design and technological analysis characteristics of current part;
• Complete plant (for assembly units);
• The stock material and workpiece information;
• Product drawings and sketches stored in the system or obtained from a digital twin or a third-party PDM.

After adjusting the “PR_complexity” or time limits, the system triggers an automatic recalculation of the time limits for the operations included in the manufacturing route. The calculation of adjusted rates for operations is carried out using proportional ratios of statistical values.

During the process of preparing information on projects, specialists get the opportunity to analyze the completeness of data to manage design and production tasks and the functionality of quick adjustments, which contributes to the efficiency of project processing.

Creation of a unified concept of implementation of integrated information systems in the organization of production at aircraft enterprises

Efimova N.S.
MAI, Moscow, Russia

One of the most competitive branches of the Russian industry is aircraft engineering. In order to maintain current positions in world markets, large-scale introduction of new information technologies in aircraft enterprises is necessary. The relevance of the problem of implementing integrated information systems is determined by the fact that the informatization of enterprise management provides high quality management solutions, which significantly reduces the risk of errors and significantly reduces the time and financial costs of information processing. All this can be achieved only in conditions of creation of a single concept of integrated information systems implementation, which consists of the following components: economically sound structure of functional and supporting subsystems of information support of life cycle of knowledge-intensive aviation products at all stages of development and production and a single methodological tool for assessment of economic efficiency of information systems implementation at aircraft enterprises.

Selection of the concept of development of efficient management of production and economic processes at aircraft enterprises should start with system analysis of business processes and preparation of customer requirements at micro level to the concept of creation and implementation of a new information system. The main basis for the preparation of such requirements is a coordinated and complex of measures at the micro and macro levels for the development of the aircraft industry as a whole and the development of IT services for the operation of information systems and technologies. Detailed requirements for the integrated information system development concept are the basis for all further work on justification and selection of the IT strategy development concept on this basis. At the same time, when analyzing the IT strategy of the enterprise, it is possible to take into account all the main prospects for development of scientific and production potential of the aircraft enterprise.

References:

1. Kalachanov V.D., Efimov N.S., Sorokin A.E. Justification of directions of information support of production of knowledge-intensive products (on the example of aviation industry)//Organizer of production, 2014, № 1 (60), p. 23-27.
2. Metechko L.B., Sorokin A.E. Cluster strategy of eco-innovation development of machine-building industry//STIN, 2017, № 10, p. 27-30.

The methodology for the design and test of flight-by-wire algorithms using the simulation

Zhigulin I.E., Baykov S.V.
Irkut Corporation, Moscow, Russia

Nowadays, the automatic functions of stability and control augmentation, flight envelope limitation, enhance handling characteristics had been improved during the design of flight control algorithms. It carries the control algorithms and tasks of its testing complication. Due to the logical and hardware elements complexity any adjustment change may result in an unpredictable changing

characteristic of the whole system. Thus, one of the most promising methods of control algorithms synthesizing is the simulation method.

The next following peculiarities of the hardware system realization must be taken into account: asynchronous of the channel, multichannel, update frequency, transport delays, delays related to the dynamic loop synchronization in different channels.

All of this affects the stability area of the system and its speed. In the simulation, the equivalence of a single-channel model and the real hardware is provided by artificial impregnation of transport delays, rate limiters and dead zones in the model.

The peculiarities of aircraft aerodynamical design such as lift and drag coefficient, pitching moment, limit angle-of-attack values, airframe damping ratio, control surfaces efficiency require the individual adjustment of the system, although the architecture of control algorithms (static, astatic) was well documented.

The complex simulation model of aircraft that takes aerodynamical, geometrical, weight and inertia data with the engines and control system operation is developed for these tasks.

Thereafter in implementing the control algorithms synthesizing defines open-loop and closed-loop stability areas by frequency criteria: “aircraft-control system-pilot”, “trajectory parameters feedback”.

Testing for all system states is implemented to validate the lack of logical errors (zero divides, overflow).

The precise adjustment of control algorithms is carried out on simulator testing for handling qualities assessment using Cooper-Harper rating scale, PIO. The assessment is carried out for normal control mode and failure control mode of the system and with specific operational conditions (atmospheric disturbances, icing).

The proposed methodic allows to synthesize system parameters at the step of design review, and it allows to reduce risks and the number of preliminary and certification flight tests.

The use of radio absorbing materials to reduce interference emissions from electrical complexes of spacecraft

Zhukov P.A., Kirillov V.Yu.
MAI, Moscow, Russia

On-board instruments and devices of the electrical complexes of spacecraft are sources of internal radiated interference in the form of electromagnetic fields. The propagation of electromagnetic fields and their rereflection inside the spacecraft’s hull can lead to inducing dangerous currents and voltages in electrical circuits of on-board instruments and devices. Induced voltage currents in electrical circuits can significantly degrade the quality of on-board systems.

The total electromagnetic field on board the spacecraft depends on the noise emission levels of each onboard instrument and device. Therefore, an urgent task in the design of on-board systems is to reduce the interference emissions of each on-board device and device.

The electromagnetic shields used for protection do not always provide effective shielding of radiated interference. Flexible metal braided screens for on-board cables, instrument housing, electrical connectors of the cable network, as a rule, have heterogeneities and apertures. Often, the removal of apertures of electromagnetic screens is difficult, because they are structurally necessary, for example, for connecting cable networks or for technological purposes. A way to increase the effectiveness of shielding is the placement in the internal volume of the structure of the on-board devices of radio absorbing materials.

The reported study was funded by RFBR, project number 19-38-90244.

A method for the use of radio absorbing materials to reduce the noise emission of airborne instruments and devices is proposed.

Radio absorbing materials are non-combustible plates made of mineral fibers with a conductive filler and retain their properties in a wide temperature range of outer space.

The proposed method allows to increase the shielding efficiency of on-board instruments and devices without changing the design of the screen, reduce interference emissions and improve the electromagnetic environment on board the spacecraft.

Electric drive based on HTSC 1st generation tapes for drive of aircraft propeller

Zadachin A.V.
MAI, Moscow, Russia

The main criteria for evaluating future generation aircraft are related to their operational economic and fuel and energy efficiency, as well as increased environmental requirements. Superconductivity technologies make it possible to realize the concept of an aircraft with an electric drive of a propeller, while the power source for DC superconducting electric motors can be a lithium-ion battery, an electrochemical generator, or a superconducting generator driven by a gas turbine running on products with hydrogen fuel stored on board in a cryogenic state. The specifics of the design of the presented superconducting electric motor is determined by the design features: the presence of a cryostatic high-temperature superconducting (HTSC) winding of the inductor with cryogenic cooling, which is located on the stator; the implementation of the machine without the armature of the armature, the influence of a strong magnetic field of excitation, the need to distance the electric motor from the crew and electronic devices.

The paper provides a classification of atmospheric electric vehicles. The results of an analytical approach to the selection of the main dimensions of an HTSC electric machine for a power plant of an atmospheric aircraft in a two-dimensional formulation of the problem and the approximation of current sheets as applied to the rotor and stator windings are presented. An analogue of the basic calculation equation for a direct current electric machine with a superconducting inductor and a resistive armature is obtained, which allows one to take into account the criterion dependences of the current density in the inductor on temperature in the cryostatic zone and magnetic field induction. The strong magnetic field created by the HTSC excitation winding eliminates the need for a magnetic circuit. The absence of steel reduces the inductive parameters of the windings, which simplifies switching and eliminates additional poles. These two factors significantly reduce specific gravity.

Review of modern means of flight data analysis from aircraft manufacturers

Zryachev S.A., Larin S.N.
UlSU, Ulyanovsk, Russia

The modern tendency to digitalization all stages of aircraft life cycle leads to an increasing amount of information that is collected during aircraft operations. This information is vitally important for aircraft operators for changing maintenance and operating processes, and for the aircraft manufactures for deeper analysis of aircraft operating. The detailed analysis of collected information collected by engineer aviation service allows forming models of faults forecasting of aircrafts elements. The aircraft manufacturers provide software packages for analysis flight data to operate this information.

Consider main aircraft manufacturers Airbus and Boeing.

Airbus provided a software package for processing and analyzing flight data, in 2017. The name of this package is Skywise.

The package is the software complex, which can automate collecting, processing and analyzing flight data. It can be delivered from aircraft operators or aircraft manufactures. The participation of the big number of aircraft operators allows a possibility to make a comparative analysis of trend characteristics of aircraft operating efficiency. Conversion to standard electronic documentation is doing in modern civilian aviation. The information from different sources can be different. Skywise reduces information to a single version. Because of this reducing, the chance of analyzing information from all sources appears.

The disadvantage of this system is that many aircraft operators do not want to share information because it can be a competitive advantage.

Boeing provided system Analytx in the same year too. Analytx is a group of software products for working out tasks such as the planning of aircraft maintenance processes, inventory management, and flight planning. In addition, the company provides services of their analysts for analyzing received information.

The disadvantage of this complex is an aim to process, analysis and deciding by staff from the aircraft manufacturer, not aircraft operators.

The principles of both systems are not fit to use for operating national aircraft, because of:

1. The systems aim to use only one type of aircraft manufacture.

2. The systems do not take into account the principles and approaches of aircraft maintenance in Russia.

Automated configuration of the satellite communication system ground stations software

Ignatov N.A., Sechkina N.S.
MAI, Moscow, Russia

Satellite communications systems are an important component of the Russian Federation telecommunication infrastructure, so development and delivery of high-quality software for such systems is an important problem. JSC NII TP subdivision develops a system for deploying a software package for ground stations, for which this work on automating software configuration is carried out. Automated configuration of software delivered to various operating facilities (geographically distributed ground stations) is proposed as part of software deployment process.

Software configuration is a set of program settings specified by user, as well as process of changing them in accordance with the needs of the user. Software configuration information for the operation of the ground segment is supplied to the operating facilities in .ini, .conf, .reg, .xml file formats.

Software configuration at the operating facilities is currently manually performed by an authorized person. This increases time of software deployment process: it takes time to find and correct configuration settings errors, as well as to edit settings in multiple configuration files.

There are various methods for automating software configuration. First way is to directly obtain configuration parameter values by the software component from a centralized repository. Second way is using template engine. A template is a file marked out according to certain rules, in which control structures and variables are used.

Software configuration automation problem solution is proposed based on a combination of the described approaches. Software configuration problem solver (configurator) operates at the assembly stage on the assembly machine. At the stage of software system assembly, configurator analyzes required templates: parses control structures, replaces variables with specific values. Variables values for different operation facilities are stored in the database and extracted from it by the configurator.

Configurator introduction allows to improve quality of the supplied software package by reducing errors, reducing time required for configuration process as well as reducing administrative costs during deployment.

Evaluation of feasibility of information systems implementation in the organization of production in the aircraft industry

Kalachanov V.D., Oleynikova M.V.
MAI, Moscow, Russia

At present, aircraft enterprises use dozens of domestic and foreign information systems and software products in the organization of high-tech production, which sometimes do not meet the increased requirements of import substitution and economic security. In this regard, it seems necessary to carry out a technical and economic analysis of the efficiency of the use of such systems and products in the main enterprises of the aviation industry and to develop on this basis a methodology for assessing the feasibility of introducing information systems in the organization of production in the aircraft industry.

The development of a methodological tool for carrying out such an assessment at the meso level (at the level of corporations or scientific and production associations) can be carried out in the following enlarged sequence:

1. On the basis of technical and economic analysis of aviation equipment production, as well as analysis of the state and prospects of development of domestic aircraft industry enterprises, methodological proposals can be developed to increase the competitiveness of aircraft production on the basis of creation of a unified information environment in the organization of digital production in aircraft industry.

2. As a result of the analysis of the main requirements of the relevant ministries and departments in terms of import substitution and orientation only to domestic software products, methodological recommendations on specification and implementation of import substitution requirements can be formed and scientifically justified when organizing the production of aviation equipment.

3. At the same time, a methodical approach to selection of a software product for automation of aircraft equipment production processes at aircraft industry enterprises in import substitution conditions can be proposed, taking into account the time factor and technological specifics of production organization in the industry.

4. Further, a method can be developed to assess the economic feasibility of using a standard information system in organizing the production of aviation equipment based on the integration of static and dynamic approaches to determining the need to introduce information technologies in aircraft engineering, as well as using a balanced indicator system.

5. On this basis, the concept of monitoring, evaluation and management of basic information risks, accompanying procedures for the use of aviation production management systems, can be formulated.

Automatic creation of declarative tools for machine translation systems for aviation-related texts

Kozlovskaya Y.D.
FRC CSC RAS, Moscow, Russia

The quality of machine translation of aviation-related scientific and technical texts depends to a large extent on the extent to which they are adapted to this subject area. The best results can be obtained by using technologies of creation of declarative tools (bilingual dictionaries and grammar tables) by texts of documents.

By solving this task, the authors were based on the concept of phraseological conceptual analysis of texts, which argued that the main content of texts is expressed through a system of text concepts and their relations. In the course of the research, it was necessary to develop methods of identifying the conceptual composition of the collection of documents and methods of establishing their formal characteristics (weighting factor). During the research it was found that in automatic selection of names of concepts it is necessary to use criteria of meaning significance of words and phrases, obtained on the basis of syntax, statistical and semantic methods. Syntax criteria were based on defining the syntax role of words and phrases in a collection of texts. Interest was shown only in those elements of sentences that formed its sense (predicate-actant) structure. Statistical criteria based on the improved TF-IDF and BM25 formulas excluded high frequency and low frequency vocabulary. Semantic methods were based on the analysis of the meaning structure of the names of concepts, as well as on the analysis of their context environment in the texts of documents.

The second equally important task is to generalize the meaning of documents in the form of an interrelated system of concepts that gravitate towards certain thematic categories. Connectedness of concepts by meaning relationships can be carried out both on the basis of their paradigm (extra-context) relationships and on the basis of synthagmatic (context) relationships. When solving the task of translating texts from one language to another, it is necessary not only to identify the names of concepts in the texts, but also to link them with contextual and non-contextual links. These tasks were solved by identifying predicative syntax constructs in the text.

Based on the studies carried out, four methods of automatic identification of names of concepts in the texts of documents were developed, their comparative analysis was carried out and technology of automatic creation of declarative means for machine translation systems was developed.

Transportation of donor organs supported by the circulatory system

Kolosov A.S.
MAI, Moscow, Russia

According to the International Registry of Organ Donation and Transplantation, the shortage of donor organs in Russia has increased by more than 10% over the last 5 years. The main reasons for this sharp increase are outlined below.

1. Legislative shift from "unasked consent" to "unasked ban" on organ transplantation.
2. The success of modern medicine, reducing the number of potential postmortem donors.
3. The widespread use of personal and public transport and the concomitant increase in car accidents.
4. “Discovery” of areas of the country previously inaccessible to high-tech medical care.

Either relatives or postmortem donors can donate their organs under certain checks and with their consent. In the case of relatives, the donor and the recipient are in the same hospital and the transportation of the organ is not expected, while in the case of a dead donor, the organ may be very far from the place of operation. In the latter case, the donor organ is delivered to the place of operation by land or air.

Currently used method of organ preservation consists of their special preparation and deep (4-8°C) cooling. The proposed method allows maintaining the organ by the system of auxiliary blood circulation for a long time and completely abandoning the cooling. However, the use of such a system in the transportation of donor organs presents a number of difficulties:

• The functioning organ is more affected by external factors: temperature, pressure, humidity, shaking, etc.;

• The circulatory system is also exposed to adverse environmental factors including its engine, control system, power supply.

Reducing adverse effects on both the donor organ and the technical system should be provided by system-related support rather than a vehicle.

The solution of the problem of “disorder” in nonlinear dynamic systems by the wavelet analysis method

Konysheva V.Y., Sharonov A.V.
MAI, Moscow, Russia

One of the main tasks of the analysis of dynamic systems is the problem of determining the moments of occurrence of changes in the parameters of an object (moments of "disorder"). For linear dynamic systems, this problem was solved in [1], in which systems consisting of two functional elements with sequential and feedback were considered. The developed approach was transferred to solve a similar problem in nonlinear dynamical systems.

A mathematical pendulum – one of the simplest nonlinear dynamical systems was chosen to analyze the functioning. In mathematical modeling, at certain points in time, the values of the parameters m – the mass of the pendulum, L – the length of the suspension of the pendulum, changed.

The solution of the problem of determining the changed parameters of the object and the moments of occurrence of changes was carried out in the framework of the theory of parametric sensitivity with the expansion of the functions of parametric sensitivity in Fourier series in the orthonormalized wavelet basis [2]. The results of mathematical modeling confirmed the efficiency of the proposed approach.

References:

1. Konysheva, V.Yu. Wavelet analysis in linear dynamic systems control and diagnostic problems / V.Yu. Konysheva, N.A. Maximov, A.V. Sharonov // Trudy MAI. - 2017. - No. 97. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/911/Konysheva_Maksimov_SHaronov_rus.pdf?lang=en&issue=97.

2. Sharonov, A.V. Methods and algorithms for processing the results of experimental studies / A.V. Sharonov. - M.: Publishing House of the Moscow Aviation Institute, 2004. - 243 p.

Modeling of heat distribution processes on a PCB in conditions of natural and forced convection

Korobkov M.A.
MAI, Moscow, Russia

Due to the reduced size of the developed electronic devices, it becomes impossible to install additional active or passive cooling. These trends create the necessity to design printed circuit boards taking into account the heat generated by the components during operation. These trends create the

need to design printed circuit boards seeing the heat which it released by the components during operation. To verify the correctness of design, a simulation model is needed that can, with a sufficient degree of certainty, display the distribution of heat generated by the surface-mounted component under natural and forced convection. The creation of such a model was carried out in this work.

During model creation, the geometric, physical, and boundary conditions of the problem are predetermined. To simplify calculations and reduce computational time instead of considering a non-stationary process, several stationary processes were studied, the results of which were then linearly interpolated. The studied geometric model consists of an epoxy base in the form of fiberglass FR-4 without copper foil and a resistor mounted on it. Various options for the location of the geometric model in space are considered: horizontal and vertical.

The model was created in the program ANSYS in the Fluid Flow module using the Fluent solver. In the process of creating the model, the optimal parameters for constructing the mesh model, the turbulence parameters of the process, and the settings of the solver used are determined.

During the work, a full-scale experiment was carried out with the initial conditions which it used to create the simulation model. The experimental results correspond to the simulation results, which allows to use the obtained parameters to create simulation models for the designed printed circuit boards. Also, the dependences of the temperature of the component on the fan performance are constructed, which makes it possible to evaluate the efficiency of using active cooling in the development of devices.

Comparative analysis of calibration variants for MEMS-based inertial measurement units

Krylov A.A., Veremeenko K.K.
MAI, Moscow, Russia

The procedure for calibrating gyroscopes is one of the key in testing inertial sensors and a variety of products based on them (inertial measuremtent units – IMU, strapdown inertial navigation systems – SINS). Principally calibration tests can be organized using two significantly different methods: calibration by direct measurements (if they are available, for example, in IMU s), as well as calibration by measuring SINS output parameters (when only integral readings are available, for example, coordinates, velocities and attitude angles). Each of them has its positive and negative sides, and the choice of a particular method depends upon both the physical composition and available measurements from the test sample, and their metrological characteristics. In the case of a IMU, each gyroscope and accelerometer can be calibrated independently of the others if the necessary turns and the measured effects are specified. At the same time, the calibration accuracy, in addition to the instability of the sensors, will be determined only by the accuracy of the test-bench equipment under the conditions of the given influences. In the case of SINS output parameters measurements it is necessary to formulate the equations of state of the entire system, taking into account the influence of calibrated sensors.

The report proposes a simulation methodology for studying the two above mentioned options for MEMS sensors calibrating. In this case, the construction of a mathematical model of the IMU and SINS is described, which contains all the errors taken into account. Based on these models, Kalman optimal filtering algorithms are developed that allow the most accurate determination of the calibration coefficients of gyroscopes and accelerometers.

Calibration scenarios are given both for the case of measuring the outputs of the IMU and for the case of measuring the outputs of the SINS. Based on the developed methods and modeling scenarios, a program for simulating calibration processes for the two options under consideration has been created. The results of simulation are presented, allowing to compare the accuracy and calibration time for the two options discussed.

Modeling of the automatic subsystem of stability of the perspective transport plane in the channel of a roll at step deviations by pedals

Kudryavtsev A.V., Kulikov S.N.
MAI, Moscow, Russia

Priorities in the creation of aircraft are gradually changing, but safety is always the most important characteristic of the aircraft and the entire aviation transport system. Statistics show that currently about 70% of aviation accidents are due to human fault, and most of the errors are unintentional actions of the crew, inadequate to the developing situation. The impact of human error can be significantly reduced by expanding the use of automatic limit flight mode limiting functions.

Conducted research of dynamic characteristics of the developed today the carrier revealed the risk of exceeding the maximum-allowable Bank angle until the exit at high angles of attack and stall of the aircraft transition to spiral rotation, the sudden deflection of the rudder pedals caused by unintentional actions of the pilot. This behavior of the aircraft is due to the high efficiency of the rudder, leading to a rapid increase in the angle of slip and increase the angle of attack, and is manifested in a wide range of speeds under different modes of released wing mechanization.

Automatic systems to ensure stability and controllability of the aircraft traditionally parry such a phenomenon with ailerons, or ailerons together with interceptors, depending on the ratio of disturbing moments and the efficiency of the controls. However, with a large angle of attack, the efficiency of the transverse controls is markedly reduced and becomes insufficient, which requires joint counteraction with ailerons and interceptors and, accordingly, careful study of the logic of their use in the automatic stability and controllability system of a promising transport aircraft.

The logic of the stabilization system is proposed to prevent the roll beyond the limit angles and stabilize the transition process along the roll with a stepwise deviation of the rudder to the maximum angle, in which an additional signal is generated to the interceptors operating in the Aileron mode. In this paper, the subsystem of limiting the roll of the aircraft caused by a sharp deviation of the rudder to the maximum angle is considered, and the results of tests on the engineering stand obtained by modeling the spatial motion of a promising transport aircraft with the proposed subsystem are presented.

Modeling the process of recovering a wireless sensor network using a variant of the keep-alive mechanism

Makashov A.A., Terentyev M.N.
MAI, Moscow, Russia

Wireless sensor networks (WSN) are usually forced to work in an interference environment. In this case, one or more nodes may lose contact with their neighbors. In the case of a tree topology it leads to disruption of message transmission routes and the inability to receive data from a significant area. These circumstances must be considered when simulating the WSN.

In this paper, we describe the results of WSN simulations performed using the ns-3 simulator and the additions to its LRWPAN module. The add-on implements the network and application layers of the protocol stack, while the functionality of the network layer includes restoring the logical integrity of the network using a variant of the keep-alive mechanism. This mechanism, originally described for TCP, was adapted for the WSN as part of this work. The mechanism consists in the periodic distribution of verification messages and reconnection of nodes that have lost contact with their neighbors.

The simulation parameters: 80 nodes are located on the 500 by 500 meters area, while the coordinator is located in the corner of the area, and the remaining nodes are randomly located. Once every 3 seconds, each node sends the coordinator a packet of 30 bytes (not including the headers). From time to time, one of the three randomly located sources of interference is switched on. The change in network reliability was monitored by calculating the reliability for each 20-second simulation time interval. Modeling was carried out on various options for the location of nodes on the target area. Two cases were modeled: with and without a working recovery algorithm.

During the experiment, the following results were obtained. Average network reliability with disconnected sources of interference is about 0.95-0.98. When the interference is turned on, reliability

decreases and depends on the location of the interference. On average, reliability dropped to 0.5-0.6. In cases where the recovery algorithm did not work, the level of reliability during the operation of the interference remained at the same level. In cases where the algorithm worked, reliability was restored within 30-40 seconds to average values of about 0.7-0.9.

The experiment allows us to conclude that the network recovery algorithm successfully solves the problem of recovering failed data transmission routes to the WSN.

The study was supported by the Russian Federal Property Fund in the framework of the scientific project No. 17-08-01641a.

UAV group flight planning and control model

Maksimov N.A., Sharonov A.V.
MAI, Moscow, Russia

The report considers the task of building a small group of unmanned aerial vehicles (UAVS), carrying out inspections of multiple targets distributed on the earth's surface. The coordinates of the targets are set, in addition, the heights from which it is necessary to inspect are set. The last condition distinguishes this statement from those described in the literature all the characteristics of the UAV are known (speed, fuel supply, rate of climb, etc.). When performing a mission, UAVS can fail either for technical reasons or because of the actions of the opposing side. In this case, it is necessary to reschedule and assign targets that are not served by the failed UAV to other devices. A model for solving the problem is developed, which is formalized in the form of a traveling salesman problem. Greedy algorithms are used for the solution. The software is developed, with the use of which the control examples are solvedces.

Process quality management within the new digital economy

Mandrakov E.S., Dudina D.A.
MAI, Moscow, Russia

For quality management systems (QMS), the process approach is one of seven basic principles. It determines how the organization ensures the functioning and effectiveness of its activities, so the process approach can be safely called: the foundation of the management systems of organizations on which the QMS is implemented. In this regard, process management activities are inherent in many modern business firms and, of course, industrial enterprises.

In recent decades, organizations have successfully applied various modeling methods and descriptions of processes that take into account their interaction and indicators; the most popular are: IDEF (0.3); ARIS Ericsson'Penker; Rational Unified Process and others. Regarding processes, the main task of the QMS is their definition, description, management, control and improvement. To improve the quality of processes, a huge number of methods and tools can be applied in the QMS (QFD; FMEA; FSA, etc.), the purpose of which is to identify an area for improvement and to influence certain indicators of the quality of processes.

And now in enterprises there is a new leap in development associated with digital transformations that lead to the creation of digital organizations in which most of the activities will become automated. The work of modern organizations is increasingly moving into the class of digital economies based on digital technologies, which also applies to the quality management of organization processes. In accordance with the principle of continuous improvement, it will be possible to "program" the processes to increase their performance and optimize individual elements of activity.

To determine the direction of improvement requires constant monitoring of the processes, which will be easily feasible, thanks to the computing power and software of modern digital organizations. During the non-stop process of collecting data on the activity of a particular process, a constant search will be made for sites that deviate from the required values or that can be improved.

Integration of mathematical model of perspective midline aircraft in flight management system trainer

Mitrofanov S.Y.
MAI, Moscow, Russia

The increased complexity of aviation components and avionics systems has led to the need to increase the level of training of flight crew in the operation of these systems. The use of expensive flight simulation simulators for specific training activities contributed to the task of developing simulators optimized for certain tasks. One example is the Flight Management System (FMS). FMS used to solve tasks of aircraft navigation along the route. Training with FMS, depending on the initial training of the trainee, may require up to several days of training. Therefore, the development of a FMS trainer based on a portable computer (PC) reduces the cost of training the flight crew by transferring part of the preparation time from the pilot simulator to the PC.

FMS trainer allows to develop and practice skills of flight crew interaction with FMS in PC environment. In order to ensure greater visibility and reliability of aircraft systems behavior, it is necessary to use a simplified mathematical model of this aircraft family. The following models are sufficient components for the FMS trainer:

- Aerodynamics;
- Power plant;
- Integrated control system.

In order to prepare the simplified model of the aircraft for integration into the FMS simulator, it is possible to use the Simulink MATLAB simulation graphics environment. The built-in generator of the MATLAB code allows to receive the autonomous code in the C/C++ language which is integrated into the software of the FMS trainer. A feature of using a mathematical model is providing interaction between the generated code and the FMS software, similar to the software used in the aircraft FMS.

The solutions shown are applicable to creating multi-platform applications.

The navigation system of the ground wheeled gyroscopic stabilizer with a two-stage platform, moving on a non-horizontal surface with slippage

Mikheev V.V., Chernomorsky A.I., Aleshin B.S.
MAI, Moscow, Russia

The underlying surface, on which the ground wheeled gyroscopic stabilizer (GWGS) moves, has several features that must be considered when building a navigation system. It has inclines, irregularities; it is also possible that the GWGS wheels slip over it.

The paper considers the construction of the GWGS navigation system with a two-stage platform stabilized in the horizontal plane. Stabilization is carried out using three reaction wheels, two of which stabilize around the axes of the platform and the frame, and the third compensates for disturbing moments of inertia arising from accelerated movements of the GWGS. The rotation speeds of stabilizing reaction wheels are limited by the formation of additional gravitational stabilizing moments with controlled linear movements of these reaction wheels. There are triads of micromechanical accelerometers and angular velocity sensors mounted on the GWGS platform with sensitivity axes along the platform axes, as well as a satellite navigation system receiver and laser height meters; encoders are mounted on the axis of the wheelset. The core of an integrated navigation system is an odometric system with a heading angular velocity sensor, corrected according to information from a satellite navigation system. A feature of the developed navigation system is the use in its algorithms the information about the deviations of the underlying surface, determined by laser meters. This allows the system to adjust the speed of the GWGS, as well as the coordinates of its location with vertical channel. Based on the information from the integrated navigation system and micromechanical inertial meters, the average values of the wheel slip speed of the GWGS are determined, which makes it possible to refine the readings of the accelerometer sensors of the deviation angles from the horizontal plane, and, therefore, increase the accuracy of platform stabilization in this plane.

Modeling of the GWGS movements along a non-horizontal underlying surface using the developed wheel slip model, as well as testing the layout of the navigation system, confirmed the effectiveness of the decisions made.

This work was supported by the RFBR (Agreement No. 17-08-00928\17).

The concept of data encryption using extreme uniform hypergraphs

Mokryakov A.V., Egorova E.K., Suvorova A.A.
MAI, Moscow, Russia

Claude Shannon suggested the possibility of using graphs to encrypt data. A number of papers discuss the use of hypergraphs for working with keys or in analyzing data before processing. In this paper, we propose the concept of using the hypergraph structure in data encryption as a description of the sequence of data transformation.

It is known that each hypergraph can be associated with a vector of its degrees of vertices. There are reduction algorithms that allow reconstructing a homogeneous hypergraph (complex) from the degree vector of its vertices [1]. A uniform graph is a hypergraph whose hyper-edges are incident to the same number of vertices.

The set of realizations of a vector is the set of all hypergraphs that are reconstructed from a vector. If the cardinality of the set of realizations is equal to unity, then such a hypergraph is called perfect. If the vector is ordered in non-increasing order, and the power of the set of realizations is also equal to unity, then such a hypergraph is called extremal.

Thus, a one-to-one correspondence was established between extreme hypergraphs and their vectors.

Next, we describe the process of data encryption.

1. The data is divided into blocks of the same size.
2. The dimension of the hypergraph and the number of vertices in it (n) are selected.
3. The extremal vector of the required dimension and the corresponding extremal homogeneous hypergraph are selected.
4. Blocks are numbered with values from 1 to n cyclically.
5. A reversible transformation is performed on each block, depending on which hyper-edges the vertex is incident with.
6. The key is the dimension of a homogeneous hypergraph and the selected vector, encrypted using one of the known algorithms, for example, GOST or AES.

To decrypt data, you first need to construct a uniform hypergraph by vector, and then decrypt data blocks using the same reversible function.

The study of the reliability of data encryption using the above-described method requires further study, but provided that already at 15 vertices there are more than 2.5 trillion extreme 3-uniform hypergraphs [2], it is not currently possible to select a key.

References:

1. Mokryakov A.V., Tsurkov V.I. “Reconstructing 2-comlexes by a nonnegative integer-valued vector” // Automation and Remote Control. 2011. v. 72. No. 12. pp. 2541-2552.
2. Mokryakov A.V., Selin P.S., Tsurkov V.I. “Minimax and vector reconstruction in graphs”. M .: Fizmatlit, 2017, 309 p.

Features of information support in the development of design documentation

Moskalenko A.A.
JSC “RSS”, Moscow, Russia

The task of raising the awareness of specialists about the availability of relevant and promising technologies that exist in organizations and beyond.

Based on personal experience, a diagram of the interaction of design engineers and process engineers at various stages of design development has been compiled. Based on this scheme and the results of an analysis of literary sources, where special attention is paid to integrated systems for managing the product life cycle, an algorithm has been developed to find the optimal combination of technology and future product design. Information about technologies, materials and product

requirements acts as input. The algorithm shows at what stage it is necessary to update information at the request of a participant in the system.

Development of design documentation can conditionally be divided into three main stages. The first stage is the determination of the appearance of the future design of the product, as well as the determination of the necessary technologies and materials for its manufacture. The second stage is the formation of the structure by iterative processes of the analysis of possible layouts, elements and connections included in it. The third stage is the issue of design documentation.

The feature of the algorithm is that the interaction between the design and technological departments is carried out in parallel using modern database management systems. Participants in the process seek to obtain updated data on technologies and materials to perform certain tasks.

Feedback is maintained at all stages of the development and approval of the design documentation, thereby the Delphi method, which combines expert assessments and the scripting method, is included in the information support system. The product development time is reduced due to the prompt identification of defects in the early stages of the design documentation, which allows for a greater number of studies of the future design, thereby increasing its variability.

Thanks to criterion-formulated requests and ensuring the completeness of information content of the available source data, it is possible to increase the effectiveness of measures that contribute to the launch of demand and supply of new technologies and materials for the implementation of non-standard design solutions.

Design of electrical harnesses of electrical complexes of flying apparatuses

Nguyen V.V., Kirillov V.Yu.
MAI, Moscow, Russia

The on-board network of electrical complexes of flying apparatuses is a combination of a large number of conductors, shielded and unshielded cables, combined into electrical harnesses and designed to transmit and distribute energy, information and control signals. The total length of the electrical harnesses of the onboard network of flying apparatuses can be equal to thousands of meters and make up a significant part of the mass of the flying apparatuses. An important task in the design of the on-board network is the task of minimizing the total length of the conductors, and as a result, the mass of the harnesses of the on-board network. The solution to the of minimizing the total length of the conductors of the onboard electrical harnesses is to find the optimal routes for laying harnesses in the flying apparatuses structure.

Minimization of the total length in many cases can only be carried out taking into account the electromagnetic compatibility of the electrical harnesses of conductors and cables. The condition of electromagnetic compatibility complicates the design problem and leads to multivariate solutions.

The developed algorithm and computer program can minimize the total length of electrical harnesses taking into account the spatial geometry of the flying apparatuses structure. The process of searching for optimal routes of electric harnesses of minimum length consists of three stages. At the first stage, on the basis of the analysis of the geometric construction features of the flying apparatuses, all possible paths of laying electrical harnesses are determined. At the second stage, the geometric structure of the flying apparatuses structure is displayed with the possible paths of laying electrical harnesses in the topological structure in the form of an undirected graph. At the third stage, on the basis of the developed algorithm, the optimal paths for electrical harnesses with a minimum length of conductors are determined on the graph.

If, in the total number of all conductors, conductors incompatible in the same electric harness are determined, the developed algorithm initially determines the number of harnesses based on the conditions of electromagnetic compatibility, and then finds the optimal paths for laying each harness in accordance with the criterion for the minimum total length of conductors.

Microcontroller system of a control a flywheel engine on the kinetic moment for highly dynamic satellites

Nekrasov V.V.
VNIIEM Corporation, Moscow, Russia

Flywheel engines (DM) are used as the executive bodies of orientation and stabilization systems for various spacecraft (SC). The emergence of Russian radiation-resistant microcontroller technology has opened up new possibilities in the management of DM, allowing you to create a new domestic system of orientation and stabilization of the spacecraft, based on the management of DM on the kinetic moment. This task initiated the development of a new DM with digital microcontroller control (DM-MC) on the basis of JS VNIIEM Corporation.

The developed control system should be unified to perform various spacecraft maneuvers. Therefore, the control concept is the maximum permissible speed of maneuvering, that is, the control of highly dynamic spacecraft.

Based on the above concept, the following scientific problem was formulated [1].

Given: the main technical characteristics of the DM-MC and the requirements for the permissible deviation of the rotor speed in the speed control mode of the DM-MC.

Find: DM-MC control function in the set speed mode.

Using mathematical methods: Euler and least squares, as well as control laws, a mathematical model of the DM control function was constructed in the mode of a given rotor speed for highly dynamic spacecraft in real time [2].

The optimization of the constructed mathematical model was carried out, where the Euler mathematical method was replaced by a modified Euler method [3].

Full-scale tests are currently underway.

The planned implementation is the end of 2019.

References:

1. Babishin V.D., Nekrasov V.V., Sosedko K.A. Statement of the scientific task of developing a new DM for the management of SC. – Crimea: MKEEE-2018, 2018 – P.149-151.

2. Nekrasov V.V. The construction of a mathematical model of the MK-control system DM in the mode of a given speed using various methods and laws of regulation. – M.: Questions of electromechanics. Proceedings of VNIIEM. T.171#4 2019-P.3-8.

3. Babishin V.D., Nekrasov V.V., Sosedko K.A. Optimization of the mathematical model of the microcontroller control system DM in the set speed mode, built using various mathematical methods and regulation laws. – Crimea: Proceedings. 28th International Scientific and Technical Conference: Modern technologies in the problems of control, automation and information processing. September 14-20,2019–P.170–171.

Using neural networks to construct the optimal route of the airplane

Novikov A.Y., Yaroslavskiy V.V.
MAI, Moscow, Russia

In today's world one of the most popular approaches to solving tasks is the use of neural networks. Demand for their development is growing every year, as they allow us to solve a wide range of problems. The aim of this work is to develop software based on neural networks that can help an airplane pilot.

One of the applications of the neural network is navigation and laying the most optimal route for the aircraft during operation. As an example, an airplane pilot can hardly calculate the most optimal flight route, in which the minimum fuel costs would be provided with the most comfortable and safe flight for passengers. In such a task, a neural network will be an effective means of solving this problem - providing an optimal route. Using the ability of neural networks to self-learn, it becomes possible to save on the preparation and loading of a route map.

When building the optimal route for the safety of flight is required to take into account the presence of air currents, eddies. Accordingly, the neural network using the readings should determine predict and inform the pilot about the dangerous route segment approximation and specify the recommended section of bypass route.

For software development, it was necessary to train a neural network. For training the neural network used by a model airplane and model the interaction of different physical phenomena on that plane.

As a result, a program was developed that ensures the construction of the optimal route directly during the flight, during the construction of which data from aircraft devices are taken into account. Also, this software informs pilots about the change of the recommended route, a route change causes that will allow pilots to take timely solution for piloting.

Input control of permanent magnets using a magnet system simulator

Osikova K.S., Zakharenko A.B.
VNIIEM Corporation, Moscow, Russia

The thermal stability of the magnetic properties of permanent magnets depends on the concentration of alloying elements (cobalt, gallium, and niobium). A decrease in the dopant leads to a decrease in the working temperatures of the permanent magnets, but not the price of the product.

In this regard, the best way to input non-destructive testing of permanent magnets is to measure the magnetic induction directly on the surface of the permanent magnets inside the magnetic system of the electric machine, since the nature of the magnetic field of the permanent magnet outside the magnetic system of the magnetoelectric machine is different. In addition, when a permanent open magnet is heated outside the magnetic system to a working temperature (for example, in a muffle furnace), its magnetic properties can undergo degradation. It should also be noted that the small size of the EM air gap does not allow measuring magnetic induction with a teslameter, the minimum probe size of which is usually larger than the gap.

The input control problem can be solved using a new method for measuring the magnetic induction of permanent magnets on a simulator of the magnetic system of an electric machine (RF patent No. 2699235 "Method for measuring the magnetic induction of permanent magnets", authors A.B. Zakharenko, K.S. Osikova and other).

Using a magnetic field sensor, magnetic induction is measured on the surface of the permanent magnets inside the simulator of the magnetic system of the magnetoelectric machine, the magnetic field is measured in the air gap of the magnetic system, which simulates a real electric machine. The design of the simulator of the magnetic system of an electric machine consists of two magnetic circuits – external and internal, the air gap of the simulator is selected so large that it allows you to insert the teslameter probe. Non-magnetic wedges are located in the air gap of the simulator and provide the necessary uniform amount of air gap.

To bring the magnetic induction measured on the simulator to a real electric machine, it is necessary to determine the similarity coefficient. This coefficient is calculated as the ratio of the calculated values of the magnetic inductions in the simulator of the magnetic system and in a real magnetoelectric machine on the surface of permanent magnets. The similarity coefficient is the result of modeling magnetic fields in an EM and the simulator of the magnetic system using the finite element method.

Assessment of barriers impeding the implementation of digital transformation measures

Petrosyan S.G., Sadkovskaya N.E.
MAI, Moscow, Russia

When making management decisions on the preparation and implementation of measures for the digital production technologies introduction, it is necessary to take into account the impact of barriers. To do this, it is necessary to assess the barriers that impede the implementation of measures to digitalize the enterprise. A system for assessing the level of barriers, consisting of 14 indicators, the main ones are:

- Outdated production technologies with low level of automation;
- Limited capabilities of the enterprise it infrastructure;
- Complexity of integration of digital technologies with existing enterprise it systems, etc.

It is possible to estimate the impact of barriers as insignificant if the normalized generalized barrier is less than 35 %. In this case, the impact of barriers is not a determining factor that hinders the digital

production technologies introduction, the company is ready to carry out large-scale measures for digitalization.

Barriers have a deterrent effect if the normalized generalized barrier is between 35 % and 70%. In this situation, the presence of certain barriers can become an obstacle to the implementation of the planned measures for the digitalization of production. In this case, the focus of the activities should be shifted to the elimination of existing obstacles.

Barriers have a limiting effect if the normalized generalized barrier is more than 70%. The identified barriers significantly limit the possibility of large-scale measures to digitalize the enterprise. At the moment, the company is not ready for the transition to digital production. It is advisable to consider the possibility of introducing individual elements to improve the efficiency of the enterprise to the greatest extent.

Voltage converter for the unmanned aerial vehicle ice removal subsystem

Poletaev A.S.
MAI, Moscow, Russia

The increase in ice on the surface of the aircraft can significantly change the picture of airflows flowing around gliders, worsen aerodynamic characteristics, lead to loss of stability and, as a result, cause a catastrophe. To remove the ice layer on unmanned aerial vehicles (UAVs), it is most advisable to use shock electrical pulse anti-icing system. The principle of operation of such a system is to create impact effects on the glider skin with solenoidal vibrators, in which current pulses of the order of a few kA units with steep fronts are periodically formed. This dictates the need for the use of electric energy storage devices, which use high-capacity capacitor banks that are charged to high voltage.

To charge storage capacitors, DC-DC converters should be used, to which a number of specific requirements are presented:

• Ensuring a high output voltage (1000V) with a low input (27V);
• The ability to work in intermittent mode;
• The ability to work on a purely capacitive load.

It should be borne in mind that the use of high potential transformers has a number of significant disadvantages:

• High values of parasitic parameters of the transformer: scattering inductances and winding capacitances;
• The need for high-voltage interlayer insulation;
• Difficult heat removal from the core of the transformer due to the large volume of wires and insulating materials.

The search for the optimal converter structure for the anti-icing system leads to the need to consider multichannel (multiphase) circuits with a summation of the output voltages of the power converter cells.

In this paper, we propose a schematic diagram of a four-phase pulse DC-DC converter with peak current control of the inductor (Current Mode, CM). The application of this mode makes it possible to simplify the solution of the main problem that arises when constructing multichannel converters – ensuring uniform current distribution between cells. As a result of computer simulation, the developed circuit was shown to be operable, the energy and dynamic characteristics were investigated, and a conclusion was drawn on the possibility of its practical application.

Simulation of the operation of an analog neuro filter with the selection of a periodic signal from noise

Polyakov S.V., Dembitsky N.L., Yakushev A.A.
MAI, Moscow, Russia

The main advantage of artificial neural networks – learning ability and self-learning. The consistent nature of digital computing does not allow full use of these features in tasks requiring high speed. Such tasks include the selection of a useful radio signal from interference. To this end, the system under consideration solved the problems of long-term storage, fast recording and reading of analog signal values. A storage analog device (memory) is made on the elements of analog logic, which has

significantly reduced write delays and solve the problem of information loss inherent in existing analog memory cells. The achieved memory parameters allowed the neuro-filter (NF) to function in the training and reading modes at the rate of changing the value of the useful signal at the input.

The developed analog neuro-filter is adapted for operation in conditions of high-intensity interference. The experiments showed the possibility of isolating signals from interference with a speed of several tens of microseconds, which was achieved through parallel processing of information and the use of analog logic in control circuits.

A feature of the proposed solutions is the use of logical processing without switching to a digital representation of signals. The rejection of signal sampling allows: firstly, to avoid errors in the intervals between samples in time and quantized level, and secondly, to increase performance by eliminating ADCs and software processing methods.

The results allow us to conclude that the proposed approach to the processing of radio signals against the background of interference as an alternative to digital systems is promising.

Modern approaches to solving the problems of digitalization in the production enterprise

Popova E.S., Tsyrkov G.A.
MAI, Moscow, Russia

In the modern development of digital technologies has become an urgent task of improving the competitiveness of manufacturing enterprises and the search of the current approaches to organizational and economic ensuring process of proizvodstvennaja metaorganization management. These directions of development are feasible in terms of operational information exchange, analysis, processing, storage and visualization of data.

Digital production should be a single information environment aimed at the implementation of the life cycle of products. The organization of digital production involves the integration of modern innovative systems based on digital platforms to ensure rational information support.

The following examples of the use of new information solutions in the economic activity of the production enterprise allow to simplify the solution of the problems of digitalization:

- Improvement of production and management processes of the enterprise;
- Systematization of the items manufactured products;
- Formation of a single information space for integrated information systems;
- Quality control of products;
- Increase staff productivity;
- Diagnostics of equipment malfunction.

Today, Russian industrial enterprises are cautious about the prospect of digitalization. However, with competent training, taking measures to ensure information security, the development of software and hardware systems, digital equipment and software, as well as obtaining the necessary experience in the implementation of automated systems opens a positive prospect for a qualitative upgrade of the production enterprise and increase competitiveness.

Using the method of molecular dynamics in the self-government of a UAV group

Protasov V.I., Potapova Z.E., Sharonov A.V.
MAI, Moscow, Russia

The method of molecular dynamics [1] was taken as the basis for constructing the self-controlled movement of vehicles in space. Each UAV is represented by a macromolecule with a given mass, on which a force acts, defined as the vectorial sum of all forces acting from the nearest neighboring macromolecules and obstacles. The force acting on one macromolecule from the other is determined from the modernized potential of the Leonard-Jones pair interaction [2]. UAV motion control, built on the basis of such calculations, solves the problem of controlling the safe distance between devices and devices relative to obstacles [3].

The given system imitates a regular lattice, with a face-centered cube (FCC) structure formed by the UAV mass centers. Each of the devices tends to take its place in the lattice, thereby restoring the system. When a UAV is lost, its place is occupied by a neighboring one. The calculation scheme restoring the original structure uses the “annealing” mechanism known in molecular dynamics [4,5].

In case of any violation of the system caused by external influence, after its termination, the UAV automatically returns to the nodes of the fcc lattice due to control actions calculated on the basis of the simulated annealing model. The kinetic energy of movement in the internal coordinate system of each UAV becomes equal to zero.

As a result of simulation calculations, it was concluded that the use of this approach in the future will allow the creation of a self-government system by a UAV group capable of performing various missions without control from the Earth under conditions of active and passive interference, as well as with the permanent failure of individual UAVs.

References:

1. Aksenova Ye.V., Kshevetskiy M.S. Vychislitel'nyye metody issledovaniya molekulyarnoy dinamiki. Spb.: SPbGU, 2009. – 50s.

2. John Edward Lennard-Jones "On the Determination of Molecular Fields. I. From the Variation of the Viscosity of a Gas with Temperature", Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical and Physical Character 106. 1924, pp. 441-462.

3. Rapaport D.K. Iskusstvo molekulyarnoy dinamiki. – Izhevsk: Institut komp'yuternykh issledovaniy, 2012. – 632s.

4. J.B. Gibson, A.N. Goland, M.Milgram, G.H. Vineyard // Phys Rev, v.120, 1960, p.1229.

5. V. Protasov, V. Chudinov. Kinetics of the diffuse prozesses withhin cascade region of the substhreshold stages. Radiation yeffects and defects in Solids, 1984 V.83 r.185-196

Using pipelined control code generator as a reference system for evaluating changes in the characteristics of a computer system as a result of the implementation of a fault-tolerance system

Ratnikov M.O.

MAI, Moscow, Russia

One of the most important tasks in the development of a computer system used in hard external conditions is the task of choosing a method for fault tolerance assurance. It is many ways for assure the failure and fault tolerance of computing systems. They are extremely diverse and differ in the type of redundancy used, in the redundancy levels, in the number and type of parried faults and, of course, in the complexity of implementation.

In this paper, we propose a method for evaluation changes of a computing system's main characteristics during a failure tolerance system implementing. Such characteristics as the amount of resources occupied and the maximum frequency of work are estimated. The main idea of the assessment is to compare the main characteristics of unprotected and protected reference systems, and their fragments. Then we can make conclusions about the change in these characteristics as a result of the implementation of the selected method of ensuring reliability. In this case, a list of fragments of the reference system is compiled, for each of which the difference in characteristics is calculated for unprotected and protected versions of the element. Knowing how the characteristics of the reference system change after the implementation of the investigated method of ensuring reliability, it is possible make conclusions about possible changes in the characteristics of the developed system. When analyzing hardware costs and time characteristics, there may be errors that cannot be determined in advance. These errors can be caused by the features of the software used in the development process and the architecture of the chips used. Using a series of experiments, including comparing the results obtained analytically and experimentally, we collected statistics and determined the possible error of the estimate.

As a reference system, we choose a pipelined control code generator. Such systems are simple, can be quickly developed and used at other stages of development of the chip for analysis and testing.

Our experiments showed that the error of such an estimate can in some cases reach 30-37%. In most cases, the estimation error is 8-25%, which can be recognized as an acceptable value, since the above analysis is proposed as a way to quickly estimation the possibility of applying of the corresponding method of failure tolerance assurance.

Phraseological machine translation of factual information on aviation topics

Revina V.D.
FRCCSC RAS, Moscow, Russia

In modern high-tech industries, which include the aviation industry, an important role is played by support systems for technological processes and design procedures for new equipment. When developing design and scientific and technological documentation, it is necessary to take into account successful previous development experience. This experience can be stored in industry knowledge bases, in which structured factual and parametric information is stored, presented in a formalized form.

Creating such knowledge bases is a laborious process that requires the participation of highly qualified specialists. The main technological process is the extraction of factual information from industry design and scientific and technological documents. Automation of this process is a rather complicated task, requiring the use of modern software for processing, formalization and semantic analysis of unstructured text information.

It is also very important to get access to similar foreign information and use it in the domestic technological breakthrough. As you know, the semantic content of documents is expressed through a system of concepts and their relationships. This statement is valid both for Russian-language documents and for foreign-language documents, in particular, English-language documents. The main problems in indexing multilingual documents are the allocation of meaningful names of concepts (entities) for this text and the correct transfer of their semantic content to another language (Russian or English).

The problem of correctly transmitting the semantic content of the concepts of CODE into another language (Russian or English) was solved by using the phraseological system of machine translation SPAS-Avia, originally intended for high-quality translation of foreign scientific and technological documents. The main difference between this system and a number of existing systems (Promt, Google, and Yandex) is that this system is based on a powerful software and technology complex for intelligent processing, analysis, and automated compilation of relevant thematic dictionaries on aviation topics.

This article was prepared with the support of a grant from the Russian Foundation for Basic Research (project 18-37-00110 mol_a).

Principal analysis of hybrid power systems with HTS electrical machines

Rusanov D.V., Podguzov V.A., Ilyasov R.I.
MAI, Moscow, Russia

At present the more electric aircraft (MEA) concept is being developed by many companies. The realization of MEA is dealt with ecological aspects. The primary sources of electric energy on board are the key problem in this way. Therefore, hybrid power systems (HPS) could be the next step to meet increasing demands to protect environment. The development of effective HPS requires electric machines both motors and generators demands of extremely specific power exceeded 20 kW/kg. This may be achieved by the use of high temperature superconducting technology on the base of coated conductors of second generation (2G tapes). These materials possess high current leading ability even at temperature of liquid nitrogen. That gives an opportunity to rise electric and magnetic loads of electric machine and hence specific output power. The implementation of HTS windings in motors and generators can be realized by different ways. The most advanced constructive schemes are fully HTS machines when HTS winding are on the rotor and stator of classic synchronous design or stationary HTS field winding and armature winding for machines with commutated magnetic flux. In this research the analysis of HPS equipped with fully HTS electric machines was carried out. Expected specific parameters of HTS electric machines which may be obtained in the nearest future are also given.

Method of improving the evaluation quality of machine translation systems using phraseological bilingual dictionaries

Rusnak V.I.
FRCCSC RAS, Moscow, Russia

Currently, in addition to manual methods, reference translation methods are widely used in comparing machine translation systems. These methods include: BLEU, WER, BIST, METEOR and F-measure. The main drawback of such methods of evaluation is that when comparing the results of machine translation, not the meaning of the received and the reference text is used, but its symbolic representation. In this case, often a sufficiently well-translated text receives a low score using standard metrics, when the reference translation contains words and phrases that differ from the reference translation, while the meaning of the translation is accurately conveyed. In this study, it is proposed to improve the effectiveness of evaluation to transform the reference text and the evaluated text to their unified semantic representation. For this purpose it is offered to use the dictionary of the unified forms of representations, names, concepts (UFRNC). This dictionary was formed automatically from the available translation dictionaries and synonyms dictionaries. In this dictionary, each word and phrase expressing a concept was assigned a unique identifier-a number in the UFRNC dictionary, common to all forms of representation of the concept meaning.

The following algorithm was used to transform the text into its semantic unified semantic representation:

Step 1. The language of the processed text is determined.

Step 2. With the help of the conceptual analysis procedure (for the identified language), a set of significant names of concepts is determined, indicating the locations of these concepts in the text.

Step 3. Each name of the concept of the text is brought to the normal form by means of the procedure of automatic word-by-word normalization.

Step 4. Each normalized name of the concept is searched in the multilingual dictionary of the UFRNC, after which it is assigned a number from this dictionary.

After obtaining sequences of numbers from the dictionary, standard methods for evaluating of the machine translation quality were used for the reference text and its translation. But instead of words, the corresponding numbers were compared. Using this algorithm, an experiment was conducted to compare the translation systems Promt, Google and Yandex.

The article was prepared with the support of RFBR grant (project 18-37-00110 mol_a).

Power factor corrector for an electric aircraft

[1]Sorokin D.A., [2]Volskiy S.I.
[1]Transconverter, [2]MAI, Moscow, Russia

There are concepts of an all-electric aircraft, which involve the use of DC power supply systems ± 270 V. The practical implementation of such systems involves the combined use of alternators and a rectifier device. In order for a traditional uncontrolled or controlled rectifier to ensure the quality standards of electricity regulated by GOST R 54073-2017, it must be equipped with power smoothing chokes and capacitors.

Recently, power factor correctors have been developed, which simultaneously provide the function of rectification and ensuring the required quality of electricity. The use of power corrector in comparison with traditional rectifiers allows you to:

- Reduce the mass and dimensions of the power smoothing chokes and capacitors;
- Stabilize the output voltage;
- Ensure the consumption of phase currents of a sinusoidal shape and in-phase to the corresponding phase voltages;
- Reduce the root mean square value of the consumed phase currents by ensuring their sinusoidality.

A new circuitry solution for a three-phase power factor corrector with a four-wire connection is synthesized, which is protected by a Russian Federation patent. The proposed corrector has an increased efficiency due to the transfer of rectifier diodes into the choke currents rise circuits.

Based on the mathematical description of the proposed corrector, a control system block diagram is developed, as well as a computer model in the Matlab-Simulink software package. Using computer simulation, we analyzed work processes when powered by a symmetrical and asymmetric AC network and concluded that the proposed power factor corrector provides:

• Reduction of the current value of the consumed phase currents in relation to traditional rectifiers by 5 ... 7%;
• Stabilization of the output voltage with an accuracy of 1%;
• Power factor at the level of 0.999;
• Balancing bipolar voltage at the output capacitors with an accuracy of 1% of the output voltage;
• Maintaining operability in the event of a sudden disconnection of the neutral wire.

Approach to the automation of processes in the after-sales service system of aerotechnics

Stankevich A.M.
MAI, Moscow, Russia

Today, after-sales service of aerotechnics is a key factor determining its competitiveness in both domestic and foreign markets.

This system should be designing and forming already at the stage of development of a new aerotechnics product. At the time of delivery of this product to the first customer, this system should already be operational.

For the formation of possible options for organizing the after-sales service system, on the one hand, the range of tasks (work, actions, processes) that are solved at the operational stage is determined, and on the other hand, organizational units (subjects of the after-sales service system) that will be take part in solving these problems. After that, the possible options for the distribution of these tasks between the subjects of the system are considered.

The initial information on the basis of which the tasks assigned to the system are solved is presented in the operational and technical documentation accompanying the aerotechnics product throughout the entire life cycle, as well as in the organizational (normative and reference) documentation of the system subjects. The systematization and detailing of this information is given. At the same time, it is shown how this information is transformed in solving the problems mentioned above.

Based on this, it is concluded that the after-sales service system must be a digitalized organization, or, in other words, an automated system that provides the solution to the whole range of after-sales service tasks. Moreover, this virtual organization must ensure the controlled work of real organizations, namely, the developer, manufacturer and operator, which are the subjects of the after-sales service system and that are ensure full support for the product life cycle.

The analytical platform for collecting information in social networks using hypergraphs

Suvorova A.A., Egorova E.K., Mokryakov A.V., Sklyarov N.A.
MAI, Moscow, Russia

Analysis of social networks and other open media is one of the ways to conduct sociological research. An analytical platform has been developed to assist in the collection and analysis of information.

The main functionality of the platform is sharpened by working with various social networks. In particular, the platform allows receiving information from the following networks:

• VKontakte;
• LinkedIn;
• Odnoklassniki.

The platform is designed to work with several types of source data, such as public messages, blogs, public comments on messages and news, public groups (and their composition), which include the user being studied.

When working with the analytical platform, the user performs 4 actions:

1. First, the user requests information of interest. You can explore both a specific user and a group in a social network. You can also refine the request through various filters.

2. Upon receipt of information, the platform processes it and populates the database. A hypergraph of public relations is built from the database from people of one community, links with those who commented on specific posts or indicated specific tags.

3. Now the platform carries out an automated analysis of the collected text data. Analysis results are categorized by automatically generated keywords. Based on these keywords, another hypergraph is built, where the vertices are the keywords, and the hyper edges are the texts themselves. Based on the constructed hypergraphs, we can conduct cluster analysis.

4. During post-processing of information, the platform provides the user with a report on the environment of the user under study, offers a list of people with similar preferences, and demonstrates the intersection of people from different communities. It is also possible to refine the criteria for a new analysis.

The developed software will automate sociological research in various fields, for example, to study the preferences of residents in various fields, while not resorting to social surveys that take a lot of time to collect data.

About the possibility of using the MPPT controller for various positions of the solar panels of the spacecraft of the relative Sun

Syzdykov A.B., Baktybekov K.S.
JSC “NC “KGS”, Nur-Sultan, Kazakhstan

The power supply system of the remote sensing spacecrafs for the Earth consists of primary and secondary sources of electricity, a converter, a charger and automation control. At the moment, many studies on energy supply systems are aimed at improving efficiency.

One way to increase the output energy is to use a maximum power point tracking (MPPT) controller that monitors the maximum power point. At the moment, there are various algorithms for finding maximum power: P&O (Perturb and Observe), IC (Incremental conductance method), CS (Current sweep method) and others, as well as more advanced algorithms are implemented such as fuzzy logic control, sliding mode, extreme control and neural networks.

Many remote sensing spacecrafts use a low Earth orbit, since they are closer to the surface in these orbits, and a solar-synchronous orbit is often used for satellites operating in the optical range. At various modes of shooting and transmitting information to the ground control complex, spacecrafts perform maneuvers relative to the Earth. In this case, the position of the solar battery relative to the Sun is constantly changing and even partial shading occurs, as a result of which the solar panels are irregularly irradiated. At the moment, the above algorithms work with very high efficiency with uniform insolation.

With non-uniform insolation, the dependence of power on voltage has several local extrema, and the above algorithms, having found one maximum, will not be able to find other extrema that can have a power value greater than the relative first maximum.

In this paper, the proposed algorithm finds the MPPT point at various positions of the spacecraft in space, depending on the flight mission.

Application of virtual reality technologies in the development of management systems of unmanned aerial vehicles

Ulyanov D.V.
MAI, Moscow, Russia

The main means of developing control systems (SU) for unmanned aerial vehicles (UAVs) is software and mathematics (PMO), which simulate the real processes of UAV flight, as well as debugging the algorithms necessary to complete a flight mission (UA). For a more accurate verification of algorithms and modeling emergency situations, the software must contain interactive means of interaction with UAVs in real time. The user interface (GUI) designed during the development of the software does not fully allow you to work out all the necessary emergency situations or is difficult to execute. For the convenience and clarity of the flight simulation process, it is proposed to use virtual reality (VR) technologies. BP, in this context, is the space in which mathematical modeling is performed, visually perceived by the operator, and allowing him to interact

with the modeling object (UAV). Visual perception and interactive interaction is carried out using special technical means – a virtual reality helmet transmitting image and sound, controllers imitating the position of the user's hands.

As an example of an emergency situation, we can cite the effect of a given force at an arbitrary point in the 3D UAV model in real-time flight simulation. The simulating controller allows you to select the point of application of force on the UAV model and set the impact, depending on the objectives of the operator, and the VR helmet – to show the UAV reaction to a given effect. In this example, you can simulate a random gust of wind.

The use of VR technologies, as well as AR (Augmented Reality) in the aviation industry is a global trend used in various fields: design, production, operation.

NVIDIA has released a library of solutions for virtual reality technologies – NVIDIA VRWorks, supported by Open Source – a development tool for Unreal Engine 4, which will accelerate the process of integrating BP technologies into the software modeling developed in this development environment.

Modal filter for spacecraft power supply networks protection against ultrashort pulse

Khazhibekov R.R.
TUSUR, Tomsk, Russia

To protect of the high-voltage power supply circuits of the spacecraft from ultrashort pulses (USP), it is proposed to use modal filtering technology, which consists in decomposing the interference pulse into pulses of lower amplitude in a coupled line with an inhomogeneous dielectric filling. Previously, a modal filter (MF) structure based on strip lines with a broadside coupling was developed. Studies have shown that this MF attenuates an USP with a duration of 0.45 ns by a factor of 7. The disadvantage of this design is the large dimensions (105×45 mm2) and a direct current capacity of 5 A (10 A is required).

We assume that the MF will be placed in a special aluminum case with 40 mm wide during operation of the spacecraft busbar. Therefore, the width of the MF cannot be more than 36 mm (for the absence of the influence of the walls on the characteristics of the MF and to avoid electrical breakdown). A MF was developed with the following geometric parameters: the distance between the conductors s=2 mm, the thickness of the conductor t=0.105 mm, and the thickness of the fiberglass substrate h=0.5 mm. The maximum width of the conductor cannot exceed w=17 mm. With this w, the maximum permissible current Imax is 21.69 A in accordance with ECSS-Q-ST-30-11C and 15.94 A in accordance with GOST 23584-79.

Using quasistatic analysis, the values of per-length parameters of the MF are calculated with a change in the width of the conductor. It was revealed that the maximum width of the conductor (w=17 mm) provides the minimum geometric mean wave impedance of the even and odd modes (Zw=23.11 Ω), the maximum per-length difference of the mode delays ($|\Delta\tau|$=3.5 ns/m). In addition, maximum w provides minimum inductance, which is important to reduce overvoltages associated with transients. With the obtained geometric parameters, the length of the MF (at w=17 mm), sufficient to suppress the USP with a duration of 0.45 ns, is 75 mm. Thus, the dimensions of the optimized structure decreased to 75×36 mm^2. The results of quasistatic simulation showed that such a MF weakens the USP by a factor of 8.33.

This work was supported by Russian Federation President grant MD-365.2018.8.

The synthesis algorithm for controlling the motion of the center of mass of the service module during spacecraft servicing at GEO

Hoang Vu Tan, Fedorov A.V.
MAI, Moscow, Russia

The problem of controlling the motion of the center of mass of a service module (SM) - a spacecraft serving the geostationary satellite of the Earth, is considered. Service modules of the service system are based on a circular equatorial orbit located below the geostationary orbit (GEO). Low-thrust engines are used to transfer SM from the base orbit to the vicinity of the serviced satellite. After linearizing the initial equations of motion in the vicinity of the reference orbit, a quasi-linear discrete

correction model is obtained. It is formally linear in state and control vectors. But control through the time of engine operation is included in the expression of the coefficients of equations of motion. Therefore, the well-known linear-quadratic synthesis method cannot be used directly. It is necessary to apply the method of successive approximations with freezing matrices of coefficients of equations of motion.

In previous publications, poor convergence of the method was noted. To control the service module on the GSO in stand-alone mode, the synthesis algorithm must be as stable as possible. To ensure the convergence and stability of the method, an auxiliary algorithm for generating the initial approximation is proposed. The algorithm is based on the analysis of possible phase trajectories in the “angular deviation – drift” space, the estimation of the required number of corrections, and the formation of rules for assigning sequences of passive and active sections. The efficiency and convergence of the synthesis algorithm for suboptimal control is confirmed by the results of numerical simulation.

Automated deformation assessment and prediction in multilayer printing structures

Khomutskaya O.V.
MAI, Moscow, Russia

Modern electronic products are created on printed circuit boards (PCB). It is a multilayer structure that consist of a dielectric base and a conductive pattern. One of the main requirements for modern electronic products is to improve the overall dimensions and layout characteristics of the equipment. Multilayer printed circuit boards are constantly becoming more complex, increasing the density of interlayer connections. This is inevitably associated with a decrease in the size of the elements of combining multilayer structures.

Because of this, there are problems of spatial alignment of the contact pads of the layers for vias. The misregistration problem is caused by the deformation of the base composite substrate material in the layer and technological errors. The deformation of thin layers of multilayer structures is an inevitable factor that impedes the exact spatial combination of elements of transverse interconnects. They consist of through holes and contact pads of the inner layer of a multilayer PCB.

To reduce the error of misregistration of interconnect elements, a technique has been developed for automated assessment and prediction of deformation in multilayer printed structures.

A preliminary assessment of the composite material deformation during printed circuit board manufacturing process and making adjustments according to the simulation results to the design decisions and the technological process using modeling at the stage of work in the automated technological preparation system for the production of multilayer PCB can significantly reduce the number of defects by reducing the likelihood of misregistration of spatial structure elements.

The developed methodology and algorithm for the deformation assessment can reduce the value of the deformation up to 20% at the etching stage and up to 23% at the pressing stage, as well as reduce the total value after all operations of the technological process up to 31%. New methods allow increasing the number and density of interconnects due to the use of simulation based on the model for predicting the deformation of layers of a multilayer printed circuit board at the design stage and technological preparation of production.

Data model structure features for processing design information in the design and production support system

Tsyrkov G.A., Suntsev V.V.
MAI, Moscow, Russia

To work with design documentation in an information system, it is necessary to determine a number of special properties and relationships between information objects. Information objects can be of the following categories: assembly unit, part, standard part, purchased, material, etc. The hierarchical structure of the model used implies the separation of a number of characteristics of the information object into parameters related to the nomenclature, the unique representation of the object, and information that occurs when the described object is included in the structure. For example, the value of a quantity parameter or item position on an assembly unit drawing.

Access keys to all objects are their own identifiers in the system (ID) together with a separate category number (category ID). The object identifier is a number that the system automatically assigns for identification and assigns to the object. The category identifier is the number of the category selected when creating the object from the list of all possible ones.

To control the composition of assembly units, it is necessary to use separate descriptions of the relationships between information objects. Each such connection has its own identifier, which the system itself chooses, as well as the identifier of an object in the system. Using it, you can get data on additional characteristics of the information object, namely: type, format, zone and position on the assembly drawing, as well as the number and possible note. All these data can be set when creating a new relationship.

The features described above must be taken into account in the design process of user interfaces of software elements in production information support systems.

Protection of spacecraft power supply networks against electrostatic discharge using the modal filter

Chernikova E.B., Khazhibekov R.R., Zabolotsky A.M.
TUSUR, Tomsk, Russia

Nowadays the importance of ensuring electromagnetic compatibility of radio-electronic equipment (REE) of a spacecraft (SC) is increased due to the vulnerability of the equipment to electromagnetic interference. One of the dangerous intentional excitation is an ultra-short pulse (USP), which can penetrate the equipment through power supply networks. Due to the wide spectrum, the USP covers most of the REE operating ranges, and due to the short duration, the main energy of the generator is spent on increasing the USP amplitude, which leads to a significant increase in the electric field strength. A strong electric field leads to the breakdown of semiconductor devices and capacitors in interference suppression filters, and the response time of varistors and arresters can significantly exceed the duration of the USP. Therefore, the development of new devices for protection against USP is relevant.

A modal filtering technique is proposed, which consists in decomposing an interfering pulse into pulses of lower amplitude in a coupled line with an inhomogeneous dielectric filling. The advantage of modal filtering is that it can be implemented in interconnects on a printed circuit board without the use of additional electronic components. Devices working on this technology are called modal filters (MF). The structure of the MF based on strip lines with broad side coupling has been developed to protect the spacecraft power supply networks against USP. Researches have shown that this MF can attenuate by 7 times the amplitude of the USP with a duration of 0.45 ns.

It is proposed to use such a MF to attenuate the pulse of an electrostatic discharge (ESD). Using quasistatic analysis, the voltage forms at the MF output under the excitation of ESD are calculated. Structures with a length of 0.276 (initial), 1, 2, and 3 m were considered for different modes of inclusion of one of the conductors. The simulation results showed that with an increase in the length of the MF conductors, the ESD attenuation increases. So, the greatest attenuation (3 times) is provided by the MF with length of 3 m. In this case, one of the conductors at the input in mode of the short circuit mode with ground and at the output in mode of the open circuit is switched.

Thus, the use of modal filtering can improve ESD suppression. It is recommended to use the MF with an interference suppression filter based on components with lumped parameters.

This work was supported by Russian Federation President grant MD-365.2018.8.

Real-time interactive map display system

Shapovalov Y.V., Parkhaev V.A., Nikolaeva E.O., Brekhov O.M.
MAI, Moscow, Russia

Landing on an unprepared site is one of the most difficult elements of helicopter piloting. This problem is often faced by pilots of rescue, military, fire helicopters. As well as civilians which are used in areas with undeveloped infrastructure.

The aim of this work is to develop software to simplify helicopter landing on an unprepared site or in conditions of limited visibility. Data collection is carried out using the lidar system since such

systems have the greatest accuracy in scanning the terrain which is a fundamental factor in image construction.

Lidar provides 2 coordinates of the scanned point: the angle between the horizon and the point, the distance from the device to it. The software module processes each pair and leads to the form X, Y, Z. Where X, Y are the coordinates in the Gauss-Krueger projection, Z is the height above sea level.

After processing the coordinates, they are written in pairs in a bit file. The resulting coordinates are divided into polygons measuring 100 by 100 meters. If more than 100 squares are recorded, the sections farthest from the current position of the helicopter are deleted.

The image is built in three-dimensional form using the specifications of OpenGL ES. Also, the dashboard emulation is displayed on the final image. It displays the values of speed, altitude, direction of movement.

The output image can be produced both on the screen and on glass using projection. Such solutions make it easier to control the helicopter during landing.

Simplified method of linking raster image points of Earth remote sensing satellites to geographical coordinates

[1]Shatalov I.K., [2]Kozlov A.V.
[1]MAI, [2]MSU, Moscow, Russia

Scientific research based on multichannel satellite imagery has long proved the importance of their use and processing in the tasks of environmental monitoring, forest fire detection, control of the use of vast land plots, mapping, meteorology, and many others. The images obtained from space have several obvious features: a sufficiently large coverage area (hundreds of kilometers), photographic fixation is carried out from a large distance (about 700 kilometers), the angle of photo, the effect on the image of the atmosphere and curvature of the earth. To ensure sufficient accuracy of the study, it is necessary to correctly navigate (it is sufficient to accurately determine the correspondence of the image pixel to the geographic coordinate) in the resulting image, but in the case of mathematical processing of hundreds and thousands of images, the visual method is not applicable. For satellites that transmit only the coordinates of the image corners to the Earth, there is a problem of binding all pixels to geographic coordinates in automatic mode, taking into account the features of photofixation. There are several well-known ways to link an image to geographic coordinates, but they have significant disadvantages and limitations. To avoid them, a method was developed for linking each point of the satellite raster image to geographic coordinates. The method is based on determining the nadir parameters and translating the coordinates of the image corners into rectangular Greenwich coordinates. The resulting error is not more than one pixel, for example, satellite images LandSat 7.

4. Rocket and space systems

Study of the characteristics of the formers of a broadband probing chirp signal

Balykleyskiy F.V., Kharlamov A.N.
MAI, Moscow, Russia

The use of continuous broadband high-frequency sounding signals with linear frequency modulation (LFM) in short-range radars (radars) is widely used in practice, including in radio altimeters, auto-radars, collision avoidance radars, etc. Among the factors that negatively affect technical characteristics Radar with a probing chirp signal, it is possible to distinguish the non-linearity of the change in the frequency of the probing signal. This circumstance leads to a deterioration in the quality of the radar image, an increase in the error of range measurement. To minimize non-linear distortions in analog shapers, various analog methods for correcting the modulation characteristic are used to achieve the necessary linearity. However, a significant drawback of analog methods is the instability of the correction results. Over time, under the influence of external factors (temperature, humidity, etc.), the characteristics of the probe signal change.

High linearity and stability of the modulation characteristics provide devices that use digital methods for the synthesis of the probing signal.

The paper investigates several embodiments of modulation using a chirp signal shaper based on a phase locked loop (PLL) system:

1. With a divider with a variable frequency division coefficient in the PLL feedback loop.
2. With a digital driver of the reference signal and the use of the PLL system as a multiplier with a fixed frequency divider in the feedback circuit.

The characteristics of the shapers using the PLL system with elements of digital synthesis are investigated. For research, we used a debug board from ANALOG DEVICES (EV-ADF4159EB1Z) and a set of modern measuring equipment.

In this work, the probes of the probing chirp signal are studied using modern analog and digital electronic components. The aim of the work is to study the characteristics of the shaper layout with the implementation of the chirp signal.

In the study of digital methods for generating an LFM signal, the signal function (beat signal spectrum) was estimated, compared with the calculated value of the beat signal spectrum at a fixed delay. The main lobes of the signal functions lie in the same frequency range, which makes it possible to use both versions of the PLL system equally. A distinctive feature of the PLL-based driver is the stability of the synthesized LFM signal.

Problems of developing an encoder and decoder in the "Linear Network Code" method

Britvin N.V.
MAI, Moscow, Russia

The main task of the coding algorithm in a linear network code is to form a system of linearly independent algebraic equations. Must be linearly independent in order to get the only possible solution. For this, a certain set of coefficients is selected for unknowns. The unknown is a useful information load. If part of the packages is lost, it is enough for the recipient to solve a system of linear algebraic equations to restore one or more packages. However, in some cases, such a situation arises that the binary sum exceeds 232. Thus, two packets with check bytes contain one check character. In this connection it is necessary to transmit 2*t packets. This entails excessive overhead costs for the transfer of information and its processing. It also significantly reduces the efficiency of using network coding. A different view of coefficients and its sum can serve as a solution to this problem. Namely, the transition to the multiplicative group of invertible elements of the residue ring modulo m. This method will solve this problem, but it will increase the time it takes to build the packages. In this case, it is possible to reduce the assembly time of the code sequence by at least the transmission time t of packets with redundancy over the network. Rounding errors occur with a certain frequency. To search for unknowns, the Gauss method is used. His choice is due to the fact that the method is simple in software implementation. In addition, using this method, it is possible to

solve a system in which the number of unknowns is not equal to the number of equations. Bringing the matrix in this way to a triangular form, numerous division operations are performed. However, if we transmit service (control commands) information, then such errors are unacceptable. In this case, several methods can serve as a solution to problems with the decoder. Using finite fields - Galois and define for him arbitrary operations of addition, multiplication, subtraction and division. Then each byte and each packet in the TCP stream is multiplied by the coefficient from the Galois field F256. Using polynomial algebra can also contribute to the solution. Linear network code can be a very promising solution to the problem of the load on network devices. In the finished version, it can be used for new generation mobile networks. Since signal attenuation is typical for such a segment and, as a result, a large percentage of losses.

Using the global extremum search algorithm for estimating the location of a radioactive source by a combined passive system

Vavilova Z.A., Shevgunov T.Ya., Zhukov D.M.
MAI, Moscow, Russia

Modern passive radar algorithms should ensure the achievement of a small root mean square error of positioning and not create a large computational load. In this research we consider a global extremum search algorithm for an objective function with a known structure. To consider the search algorithm for a combined passive system (CPS) a number of assumptions were made in this work. Sufficient removal of the source of radio emission from the antenna system (AS) allows us to consider the wave front to be flat, and the amplitude of the signals received within one of the narrow-base subsystems (NBS) is the same. After discretization of the quadrature components of the signals received by individual channels of an omnidirectional APA, a multidimensional information signal is generated, processed in a computer. Optimal signal reception from a certain direction is ensured by maximizing the amplitude due to the in-phase addition of complex signal amplitudes in the receiving elements. A key feature of the algorithm is grid preliminary search with an adaptive sampling step, which is calculated based on a priori information. The latter is the search area, the structure of NBS, the location of the stations, their orientation and information about the signal parameters. This information is sufficient to highlight the surface region formed by the likelihood function, which includes the global extremum and is limited by the inflection lines. Such an area is a polygon, which is physically determined by the intersection of the main lobes of the APA radiation pattern. It was noted that the lines corresponding to the maxima of the main lobes intersect at the global maximum of the phase transition, the lines corresponding to the minima of the pathway intersect at the nearest local minimums of the phase transition, and the intersection of the maximum from the bottom with the minima of the other bottom gives an inflection point. A further development of this proposal is that the search space is represented as a union of spatial cells of different sizes. This allows us to perform discretization of space and to obtain an adaptive discretization grid for the objective function, which provides a significant gain in comparison with the equidistant grid of nodes. Such a grid allows one to obtain a preliminary estimate of the location, which is used to synthesize a narrow search region with a single extremum. The reported study was partially supported by RFBR, research project No. 18-37-00484 "mol_a".

Achievable accuracy levels of the goniometric location of radiation sources based on the least squares method

Volkov A.M., Yudin V.N., Grigoryan A.K.
MAI, Moscow, Russia

The goniometric (direction finding) method of passive location of radiation sources is widely known and is used in the practice of radio monitoring and radio intelligence. The method is implemented on the basis of a set of passive direction finders placed on fixed or moving positions, the coordinates of which are known at the time of direction finding. The goniometric method of the passive location of the radiation sources is usually compared with the differential-ranging method, while the goniometric method is usually inferior to the differential-ranging method in accuracy characteristics. However, from the point of view of the complexity of implementation in aerial

reconnaissance, the goniometric method is clearly preferable, since it can be implemented on the basis of a single aircraft carrier (manned or unmanned).

The approach to assessing the capabilities of the direction finding method adopted in this paper is based on the analysis of the goniometric location algorithm optimized by the least squares criterion using computer simulation methods. The problem of radiation sources location on a plane is considered in relation to scenarios of practical interest.

A model experiment with an radiation sources locating algorithm that implements the least squares method showed that, with respect to aerial reconnaissance scenarios of practical interest, the goniometric radar system can provide radiation sources locating errors up to (units ... "small tens") meters. This can be of great practical importance. The above results indicate significant opportunities for improving the accuracy of the goniometric method of passive radar, implemented by a single direction finder, located on a mobile air carrier, by increasing the amount of processed direction finding information (the number of bearings) and the shape of the flight path.

Integrating augmented reality and offline web applications for aircraft maintenance

Ginzburg I.B., Padalko S.N., Terentyev M.N.
MAI, Moscow, Russia

The variety of aircraft models and their modifications is growing. To provide quality technical service, aircraft manufacturers and large airlines have deployed regional service centers around the world where the aircraft can fly. Mobile repair crews can arrive at the landing site of the failed aircraft to carry out repairs.

When diagnosing and repairing outside service centers, there is a possibility of delays or errors due to the lack of a description of some malfunctions in the operational and technical documentation and the need for remote consultations with the manufacturer representatives of a particular aircraft model.

To avoid these problems, proposed the usage of augmented reality tools and offline web applications for personnel information support at the service facility anywhere.

After the technical service receives information about problems in flight, work begins on the analysis of possible malfunctions and ways to resolve them. Some of the information can be obtained through communication channels during the flight, some can be obtained only after landing the aircraft from the on-board maintenance system, flight engineer or pilots. The ground stage of assessing the technical condition includes a visual inspection, and repairs require specific documentation for a particular model and a certain malfunction.

During the visual inspection using a mobile device with a camera (smartphone or tablet), video and/or photos can be obtained for transmission to the service center via communication channels. In the service center, these materials are studied by specialists or can be processed by a cloud-based information system for fault detection, including in real time. As a result, individual troubleshooting instructions are generated and transmitted to the personnel at the service site in the form of offline web applications with the text of the instructions and defects marked on the images (if there is an unstable Internet connection) or as augmented reality markers (if there is a stable broadband Internet connection).

This will speed up the process of aircraft maintenance and repair, as well as reduce the likelihood of errors during this process.

The reported study was funded by RFBR according to the research project № 17-08-01641 A.

Spectrum sharing technology for mobile broadband systems in 4G and 5G

Golovanov K.S.
Ericsson, Moscow, Russia

Nowadays mobile network operators are deploying new 5G standard. It will help to solve a problem of traffic growth and reduce time delays to milliseconds. 5G New Radio will be works in new mid and high frequency bands parallel with LTE in low band. Efficient spectrum utilization is an issue for each participant of telecommunication market share. Therefore, sharing of frequencies for few mobile standards simultaneously is a one of the best solutions.

In LTE and NR spectrum sharing two radio access technologies share the same spectrum. 5G cell may occupy part or full bandwidth of LTE carrier when LTE cell works without user data. Spectrum sharing software, is based on intelligent scheduler algorithms. For every millisecond, the split of simultaneous 4G and 5G capacity is adjusted to secure an optimal performance for any 4G and 5G active devices.

For an operator that will start with mid-band deployments, the first step is to deploy NR using “non-stand-alone” architecture utilizing connectivity between LTE and NR. This step will enable increased peak rates and capacity with the help from LTE. It will also reduce the data plane latency. 5G NR deployed in the mid-bands 3.5 GHz has a similar coverage as 4G, especially in urban with tight cell grids.

Consider the example, an operator that has 20 MHz of low-band spectrum without sharing would have to split that spectrum in two parts. Operator would have to allocate 10 MHz of spectrum to LTE and another one of spectrum to 5G. Then there is no opportunity to use 5G NR potential efficient and reduce maximal throughput for LTE users as well, even though initially there would only be a minimal number of 5G users.

If spectrum sharing is used, an operator doesn’t have to split the spectrum or have dedicated spectrum for any LTE or 5G. Operator can share that 20 MHz of spectrum between these two technologies. This helps operators deploy 5G faster and reuse low-band benefits from signal propagation standpoint.

To summary up, spectrum sharing opens opportunities for operators who wants to deploy 5G in mid-band and reuse empty spectrum resources of LTE low-band. That software could reduce CAPEX benchmarks for operators.

The research of the method of periodic averaging in the frequency domain using a deterministic signal

Guschina O.A., Shevgunov T.Ya., Efimov E.N.
MAI, Moscow, Russia

In real electronic systems the useful signals are always accompanied with noise and interference. To efficiently isolate the useful signal from the noise background this signal should be accumulated which can be done if the useful signal is periodic. There are a number of ways to isolate a periodic signal with known parameters from noise.

But there are cases when there is not enough knowledge about the shape and parameters of the signal, except, possibly, its period, which is known with low accuracy. In this case, you can use the method of synchronous periodic averaging, which was first proposed by A. Schuster. In this report, we considered the spectral representation of this method. The authors derived a formula for samples of the discrete Fourier transform (DFT) of the result of averaging a continuous periodic signal using digital processing algorithms, which takes into account effects such as the difference between the signal period and the averaging period, attenuation, and leakage. Using this formula, it is possible in advance, without conducting experiments, to find out what the DFT samples of the averaging result will look like for the case of known Fourier series coefficients describing the initial periodic signal. This allowed us to estimate the distortions expected when using this method in digital processing of signals with a known spectrum.

A numerical simulation of the method of periodic synchronous averaging was carried out using an example of a signal with a known spectrum and it was shown that the signal was recovered without distortion only if the signal period and the averaging period exactly matched. In the case of a mismatch of periods, the recovered signal differed from the original signal, and this difference grew with an increase in the deflection between the periods and an increase in the sample length of the signal realization. The difference between the true and the recovered signal was measured using the relative mean square error (RMSE). With an increase in the difference between the true period and the averaging period and an increase in the sample length of the signal realization of the signal, the RMSE increased.

The reported study was partially supported by RFBR, research project No. 18-37-00484 "mol_a".

Experimental studies of scattering indicatrixes of radar absorbing materials

Dobychina E.M., Snastin M.V., Solod A.G.
MAI, Moscow, Russia

An anechoic chamber (AEC) allows you to reduce or completely eliminate field tests of antenna systems, which leads to significant costs and time savings for complex radio equipment development. However, high requirements are imposed on the AEC characteristics to ensure small values of the measurement error. The shield performance and reflectivity level are the main parameters of the AEC.

AEC should be suitable for reproducing reference test conditions while evaluating of the radio characteristics of antennas and antenna systems. AEC shielding factor should be at least 80 dB in the operating frequency range. The reflectivity level is primarily determined by the properties of the radar absorbing material (RAM) applied as a part of AEC.

RAM is characterized by dielectric and magnetic permeability, and also by its dimensions. To study the scattering indicatrixes (SI), the sample of RAM is located on a flat metal plate, the surface of which is assumed to be a perfect conductor (PEC). Two separated in space horn antennas were used for measurement. The first antenna was connected with a coaxial cable to the microwave transmitter, while the second one – to the microwave receiver. The transmission coefficient was measured by moving antenna tripods relative to the RAM normal with fixed distance to the object under test.

As a result of the measurements, the spatial angle and frequency dependences of measuring antennas transmission coefficient with a specified parameters step were obtained. To obtain relative values, the normalization of the SI to the maximum value among the measured angles for a specific frequency was made.

To measure the scatter diagram by substitution method with test sample comparing by a metal plate the two series of experiments were carried out. The SI of a PEC plate was chosen as a reference measurement. Then the SI of the material on the plate was determined. After all, point wise normalization to the reference measurement was carried out.

The characteristics obtained as a result of experimental studies can be of scientific interest and also used for modeling the internal AEC electromagnetic field distribution.

Application of cyclostationary processing for receiving a BPSK signal in an interference environment

Efimov A.G.
MAI, Moscow, Russia

The aim of this work is to build a mathematical model for evaluating the cyclostationary properties of a BPSK modulated signal and the possibility to highlight a signal against a interference environment. The mathematical model was developed in matlab.

Modern radioelectronics implies that the signals are satisfied with the condition of stationarity when receiving and processing signals. This assumption is introduced to simplify the mathematical operations with the signal, but often this is not true, it does not allow us to obtain all information about the signal. Many signals created by man demonstrate cyclostationary properties. The cyclostationary signal, in contrast to the stationary one, has statistical characteristics that depend on time and vary cyclically. The use of these properties can significantly improve the characteristics of receiving devices and data processing devices. The usage of these properties can significantly improve the characteristics of receiving devices and data processing units. Research on the practical usage of the cyclostationary properties of the signals began at the turn of the 20th and 21st centuries, and at the current moment they are not widely spreaded. Analysis of publications shows a strong growth of interest in this topic in many areas of radioelectronics.

The report discusses the cyclostationary properties of the widely used binary phase shift signal keying (BPSK manipulation). The possibility of highlighting the BPSK modulated signal against of interference environment is considered. The possibility of separating two signals arriving from the same direction and received on the same antenna using the properties of cyclostation is given.

High current electromagnetic interference filter for spacecraft power bus

Zhechev Y.S., Kosteletskii V.P.
TUSUR, Tomsk, Russia

Sources of secondary power supply, including on-board electronic equipment (EE), expand the range of operating frequencies to increase the efficiency of conversion. This fact adversely affects

the electromagnetic environment. It is necessary to develop effective protective devices against common-mode (CM) and differential mode (DM) conductive noises, which can damage or disable EE. It is necessary to develop effective protective devices against CM and DM conductive noises, which can damage or disable EE. The electromagnetic interference (EMI) filters of the spacecraft are subject to increased requirements for mechanical and electrical characteristics. In [1], a protective device on elements with lumped parameters was proposed, characterized by increased reliability, radiation resistance, and minimal weight and size parameters. However, the current-carrying capacity does not allow operation of this device in high-current (HC) power circuits. In this paper, we propose a HC EMI filter for the power bus of a spacecraft.

The calculation of a HC EMI filter is based on determining the passband for CM and DM interference, impedance, and current load capacity. The methodology for calculating the RLC filter parameters is based on the data proposed in [2].

A numerical experiment was carried out using an algorithm for modeling processes occurring in electronic circuits based on the use of SPICE models. Since the filter under development is a four-port device, the method of balanced measurements was used to extract the amplitude-frequency characteristics of the prototype [3]. The technique is based on determining the parameters of a balanced device through the parameters of an unbalanced circuit.

The high convergence of the results of computational and field experiments for the frequency dependence of the insertion loss of the filter is obtained. Thus, a HC EMI filter has been developed that meets the technical requirements.

The study was supported by the Russian Federation President grant MD-365.2018.

References:

1. Zhechev Y.S., Kosteletskii V.P., Zabolotsky A.M., Gazizov T.R. Electromagnetic interference filter for spacecraft power bus 13th International Conference on Mechanical Engineering, Automation and Control Systems, MEACS 2018; Novosibirsk; Russian Federation; 12 December

2. Richard L. and Timothy M. 2012 EMI filter design (CRC Press) p 264

3. Joel P. Dunsmore Handbook of microwave component measurement with advanced VNA techniques 2014 (Wiley)

Radar profile distortions of an extended target while probing with a linear frequency modulated signal

Kamenskiy K.V., Gavrilov K.Yu.
MAI, Moscow, Russia

Objects of research in various problems of radiolocation often have large length along one or several coordinates which is bigger than radar resolution capability in slant range. Examples of these objects, called extended targets (ET), are hydrometeo formations, roads and other ground constructions. Meanwhile, signals with linear frequency modulation (LFM) got most widely used as probing.

While probing an ET with LFM continuous wave (CW), there are distortions in the de-ramped signal (DC) spectrum which lead to distortions in the ET radar profile in range and to the loss of information about the ET structure. These distortions are based on mutual interference of signals reflected from separate points of the ET. Such distortions pose an actual problem in cases of mapping and radiomonitoring worsening quality of the obtained radar images and appearing on the latter in the form of speckle-noise and alternating stripes of different brightnesses (moire pattern), and lead in some cases to almost complete disappearance of the ET saving only its front and rear edges.

In this work an ET model represented by a set of regularly spaced point scatterers has been introduced and analyzed. By means of numeric calculations the parameters of the ET model and probing signal affecting the DC distortions have been determined: starting frequency of the emitted

signal, frequency change rate, relative height of the target, the distance between the points of the target, and values of phase shifts that occur on the signal being reflected from various points of the ET.

To estimate the degree of the ET signal distortion, an index has been introduced to characterize the deviation value of the DC spectrum from the true one.

ET radar profile restoration methods used in real signal processing and (or) numeric modeling have been developed. One of the suggested methods is multi-frame processing in which the probing signal consists of a periodic sequence of pulses with different values of starting frequency. The ET profile distortions can also be reduced by varying such parameters as the target relative height, frequency change rate. Another group of methods is aimed to destruct the interference picture by adding random variables to the ET points coordinates or to phase shifts of the reflected signals. A side effect of this group of methods is the occured distortions on radar images in the form of speckle-noise.

Principles, methods and technologies create multifunctional branch expert search and analysis system which provides evaluation of the impact generated by technological advance in aviation industry

[1]Kan A.V., [2]Budzko V.I., [2]Khoroshilov A.A., [1]Mikhailyn I.S.
[1]NRC “Zhukovsky Institute”,[2]FIZ IU RAS, Moscow, Russia

At the present stage of development of the scientific and technological potential of the aviation industry, the need for managerial decisions aimed at improving the efficiency of research and development works is of particular relevance. Such decisions should be based on the use of objective analytical data on development trends of world and domestic scientific and technological developments. These data can be obtained through a comprehensive analysis of the global flow of scientific and technical information and analysis of the digital content of the industry. In the process of automatic meaningful analysis of these multilingual heterogeneous distributed scientific and technical sources of information, promising foreign experimental development in the industry can be identified, new knowledge obtained and priority research areas of research teams identified.

Meanwhile, the absence in the domestic IT market of proven technologies and services for high-speed automatic processing, formalization and analysis of unstructured textual information is a significant limiting factor for the implementation of these tasks.

In connection with the foregoing, in the NRC "Zhukovsky Institute" over the past few years, work is underway to create an industry-wide aviation multifunctional expert information system aimed at solving these problems. The scientific approaches underlying this system were the logical development of research and technology aimed at creating a new class of information and analytical systems based on modern high-speed methods for processing text information, multi-agent semantic search in multilingual heterogeneous information sources, and a meaningful analysis of scientific and technological digital content and extract new knowledge from this content. These decisions comply with the requirements of the Program for Fundamental Scientific Research of the Russian Academy of Sciences for 2013-2020, and are also in the sphere of digital technology priorities laid down in the Program for the Development of the Digital Economy of Russia until 2035.

Operation principles of digital biometric unit to assess the functional status of the pilot of aircraft during the flight

Koptev D.S.
SWSU, Kursk, Russia

The implementation of the Russian Federation state program “Development of the aviation industry in 2017-2025” is aimed at solving the problems of increasing the reliability, maneuverability, technical re-equipment of aircraft through the development of propulsion units power, the implementation of complex flight control systems, improving the features of technical means.

However, the physiological capabilities of a pilot begin to lag behind the technical capabilities of the latest aircraft in terms of effective control, attaining combat tasks, survivability of significant acceleration state when performing maneuvers, remaining functional throughout long flights. More

than 70% of air crashes are related to the activities of crews, a third of them is due to the problems of functional status of pilots arising from extreme flight factors.

Development of control means of physiological parameters of a pilot during the flight to determine the impact of flight loads and mechanisms of the aircraft on the pilot's body is an urgent task within the framework of ICAO (International Civil Aviation Organization) concept.

Control of the physiological state of a pilot on the basis of spectrophotometry methods has a minimum number of correlants, high information content and the ability to quickly process the results in real time.

The discussed unit has a pulse oximetry module that provides the collection and transmission of primary physiological information. The physiological parameters processing block as part of the unit converts the primary signals and calculates such parameters as the level of peripheral blood saturation, pulse rate and respiratory rate. The obtained results are transmitted via Bluetooth to the data acquisition unit, in which certain values are stored in the internal non-volatile memory. The system provides for alarm initialization when at least one of the physiological parameters is beyond the established limits.

A special feature of the proposed digital biometric unit is to synchronize the captured physiological parameters with the values of pressure and acceleration experienced by a pilot during the flight, which allows to undertake a post-flight analysis of changes in pilot’s state dynamics depending on the current external factors and to develop personalized medical recommendations for improving the survivability of flight loads and also to conduct a personal history of flights being stored throughout the professional career for each pilot of the aircraft individually.

The antenna array of strip emitters with spatial excitation

Nguyen Dinh To, Voskresenskiy D.I., Ovchinnikova E.V., Kondratyeva S.G.
MAI, Moscow, Russia

One of the main directions of development of antenna technology is the expansion of the operating band. Broadband emitters are required to create digitally controlled beamforming antenna systems. Switching to modern systems leads not only to an increase in frequency, but also to an expansion of the operating band. In this case, the construction of broadband printed antennas becomes more acute, since it would allow performing a radiating and exciting system in a single technological process.

This work presents a number of options for expanding the band of printed emitters and sets out the results of modeling printed emitters of various configurations. It is desirable to maintain the shape of the aerial diagram of the element to obtain the effect of the band expansion, while design changes lead to a violation of the desired shape of the emitter's beam. To obtain broadband radiation, it is necessary to fulfill a number of conditions: the broadband excitation device that matches and emits elements.

The pins from the substrate side can be injected into the dielectric layer to the incomplete depth in order to expand the band. This allows you to expand the band approximately 2-2.5 times upon approval. The pins have a weak effect on the shape of the aerial diagram and lead to a decrease in the coefficient of directivity.

The report discusses the characteristics of emitters made of dielectrics of Rogers RO3200 series, which have a sufficiently high mechanical stability. The injection of pins reduces the dielectric strength of the antenna; however, this won't lead to a deterioration of the main characteristics of the phased array when using the antenna array element. Unlike other methods of band expansion, the use of pins doesn't change the shape of the beam.

One of the possible options for expanding the operating band of the printed emitters is the output of the emitting currents from the resonator to the outer surface of the printed emitter. Further expansion of the band requires a change in both the excitation system and the radiation system. Such a radiator can be a slot with excitation close to uniform, which can be implemented using a waveguide or a horn.

Calculations show that the interaction of emitters does not greatly affect the frequency response of matching.

The distribution system of the antenna array is best performed on waveguide dividers; however, strip wiring can also be used, the transition to which can be easily done using broadband transitions.

Separation of the electronic devices near-field emissions using degree of cyclostationarity

Nuzhnov M.S., Kuznetsov Yu.V., Baev A.B., Konovalyuk M.A.
MAI, Moscow, Russia

The miniaturization and integration of modern electronic devices (ED) establishes new requirements of in-system electromagnetic compatibility (EMC). The use of multilayer and high-density printed circuit boards leads to the impossibility of contact signal measurements. One of the ways to solve this problem is the method of measuring electromagnetic radiated emission (RE) using near-field probes.

EDs use clock signals when processing or transmitting information. Information bearing signals exhibit cyclostationary properties due to the random data being transferred along transmission lines and cables connecting the ED with the components on the surface of the PCB. The unintentional RE caused by such signals is also cyclostationary.

In this work we proposed the emissions separation method. The method is based on the analysis of the degree of cyclostationarity (DCS) of sources with different clock frequencies. The simulation results confirming the high resolution of the DCS over the period of cyclostationarity. An experiment was carried out for the separation of two RE sources on the scanning plane of the FPGA debug board. To perform the data collection, a scanning system and a near-field probe with a frequency band from 30 MHz to 3 GHz were used. The received signal was recorded using a digital oscilloscope for further digital processing.

The obtained results show a high resolution of the DCS parameter to the value of clock frequency and the prospects of its use for separation of the physical radiation sources with cyclostationary properties.

Analysis of network structure and quality of satellite corrections for precise point positioning in GNSS

Podkorytov A.N.
MAI, Moscow, Russia

Processing of observations from the network of ground stations for computing decoupled satellite corrections is considered in the study. These corrections are applied for precise point positioning of the user receiver in global navigation satellite systems. Author uses ionosphere-free GPS (Global Positioning System) observation model with decoupled clocks (Decoupled clock model) for every type of observations. So according to the model following clock biases are distinguished: ionosphere-free code receiver and satellite clock biases, ionosphere-free phase receiver and satellite clock biases, ionosphere-free receiver and satellite Melbourne-Wubbena linear combination biases. This observation model makes it possible to implement ambiguity resolution procedure for phase measurements because equipment biases are separated from integer values of phase ambiguities. Six different networks of ground stations are used to compute satellite decoupled clocks (four of them are based on IGS, International GNSS Service, stations and two of them are based on Russian System for Differential Corrections and Monitoring stations). Quality analysis for user receiver precise point positioning based on satellite corrections from different networks includes comparison of solution accuracy, convergence time and reliability of user solution with ambiguity resolution. Use of ambiguity resolution considerably complicates computation of decoupled satellite clocks.. Uniformity of receivers inside the network has strong influence on positioning quality.

Multi-criteria evaluation of the Federal space program project portfolio based on the method of confident judgments

Razumov D.A., Malyshev V.V.
MAI, Moscow, Russia

By developing projects of the Federal space program (FCP), which belong to the class of large complex systems, there is a need for a qualified assessment of the proposed design solutions and not

only in the space of indicators "cost, efficiency". Usually well-known methods are used for multi-criteria evaluation (Fishburne coefficient methods, Saati et al.), however, their practical implementation sometimes requires a deeper understanding of the algorithms and in some cases faces serious limitations when implemented. As a rule, none of them is complete without the formalization of expert opinion, which, firstly, is not free from the subjective factor, and secondly, is associated with the insoluble problem of organizing the formation of these assessments on the basis of the personal responsibility of the experts themselves. In order to significantly reduce the impact of the above factors on decision-making, the authors propose to use the mechanism of multi-criteria assessment based on the method of confident judgments (ICC).

In the practice of making multi-criteria decisions, methods are often used that allow reducing the entire range of characteristics of an alternative to a numerical equivalent, determined by the convolution of the uncertainty domain to a certain criterion or complex assessment. In other words, the method of so-called scalarization of the vector criterion is used. The question in any case lies in the technology of calculating this very evaluation characteristic. The ICC is one option of scalarization vector criterion considers all possible combinations of these implementations, and then estimated the total rating of each alternative according to the results of estimates obtained set of linear convolutions. Nevertheless, the software implementation of the method raises a number of significant problems associated with the discreteness of the set of proposed scalarization coefficients and the available computing power of the available automation tools. The authors successfully coped with the solution of these problems during the development of a decision support system (DSS) on the basis of original algorithms for distribution of weights of indicators of project alternatives, as well as the use of statistical methods to reduce the number of calculations in the calculation of ratings.

A method of joint high-precision estimation of range and speed in a radar using ultra-wideband frequency encoded signals

Sapronov D.I., Kamenskiy I.V., Kirdyashkin V.V.
MAI, Moscow, Russia

The report describes a method of joint high-precision estimation of range and speed in ultra-wideband short-range radar systems. The basis of the method is the formation of the ambiguity function (AF) for ultra-wideband (UWB) discrete frequency encoded signals (FES). The algorithm for calculating the ambiguity function is divided into analog and digital parts. The analog part is performed in the radar transceiver circuit. The digital part is performed in a digital signal processor that receives signals from an analog-to-digital Converter (ADC) installed at the output of the receiving path. The peculiarity of the method is the time-sequential processing of the frequency components of the UWB FES, which reduces the requirements for the ADC performance in the radar receiving path. The proposed method allows pre-simulating the ambiguity function for UWB FES using the obtained simplified equation, convenient for computer modeling. A computer model based on the AF equation allows one to operate with UWB FES, consisting of discretes with non-equidistant frequency step and variable duration of discretes. The obtained AF equation allows choosing the most suitable signal based on technical feasibility and the necessary tactical and technical characteristics: resolution in range and speed, as well as the interval of unambiguous determination of range. The limits of applicability of the simplified equation of the AF UWB FES, underlying the computer model of the method are given. An example of a layout using the proposed method is given.

Realization and research of IEEE 802.11ah signal processing algorithms in MATLAB

Serkin F.B., Dubrovko A.Yu.
MAI, Moscow, Russia

There are a lot of wireless telecommunication standards allowing implementation of Internet of Things concept. One of them is IEEE 802.11ah specification. This standard is an evolution of Wi-Fi standards family aimed for energy effective operation in sub-gigahertz band. Main feature of this standard is connection distance up to 1 km with minimum data rate starting from 150 kbps. Such performance is achieved through use of special modulation coding scheme MCS10 with BPSK, convolutional coding and repetition of data transmission.

However, with such connection distances the quality of a synchronization systems operation raises a question, because with transmitter power mentioned in standard, receiver's signal to noise ratio may be below zero. In our work, we implemented in MATLAB the algorithms for coarse and fine time and frequency synchronization, as well as residual frequency offset compensation algorithm, which are widely used in existing Wi-Fi receivers and modified accordingly to work with the IEEE 802.11ah standard signal. We simulated the process of packet transmission with MCS10 scheme in AWGN channel with frequency offsets specified by standard. As performance characteristics of the synchronization systems, the probabilities of their incorrect operation were considered. To evaluate the quality of the algorithm for compensating the residual frequency offset, the dependences of a bit error rate on the signal to noise ratio were obtained.

As a result, it was shown that the synchronization systems used in previous standards of the IEEE 802.11 family have a rather low probability of incorrect operation when used in 802.11ah receivers. At the same time, it turned out that the traditional algorithm for compensating the residual frequency offset is not applicable when working at long ranges, because it leads to significant degradation of the bit error rate.

Possibility of using wireless sensor networks for predictive maintenance of aircraft

Terentyev M.N., Ginzburg I.B., Padalko S.N.
MAI, Moscow, Russia

In aircraft maintenance, the transition to a predictive maintenance model based on monitoring of indirect signs of a technical condition (ISTC) is relevant. To do this, an on-board monitoring system is created, equipped with a large number of sensors.

It is proposed to assign the obligation to deliver measurements of the ISTC to the on-board recording device to the wireless sensor network (WSN). This reduces the weight of the aircraft and speeds up the installation of sensors. However, the use of WSN on an airplane causes problems. Briefly show how to solve them.

Connectivity. The structural elements of the aircraft block the transmission of messages between nodes. One solution is to move nodes. Another solution is to add additional nodes to the WSN, designed for relaying messages from other nodes.

Power supply. One solution is to use the aircraft's on-board network. Another solution is to use an autonomous power supply (APS). To increase the durability of the APS, the operation algorithm of the node ensures the transfer of the node to a state of reduced energy consumption. The approximate frequency of replacement of the AIP can be 1 time in 1-2 years; more precisely, the frequency can be determined by WSN modeling.

Reliability. When building WSN algorithmic methods strive to provide the highest possible reliability - 0.9-0.95 and higher. Is the WSN, which does not have one hundred percent reliability, suitable for transmitting the results of measurements of the ISTC? Separate measurement results are not informative, including due to strong noise. Large arrays of such measurements are immediately processed. Therefore, it can be concluded that non-absolute reliability in the collection of such data is acceptable.

Data size. This problem is solved by intra-network processing and segmentation of WSN. Intra-network processing provides for preliminary processing at the WSN nodes of the data collected by the sensors to reduce their size. The segmentation of the WSN consists in dividing the entire network into several segments, each with its own gateway node.

Electromagnetic compatibility. This problem is solved by choosing the appropriate frequency range for the WSN and the maximum power of the node transmitters.

Thus, we can conclude that it is possible to implement predictive maintenance of aircraft using the WSN.

The reported study was partially supported by RFBR, research project No. 17-08-01641 a.

5. Information and telecommunication technology of aviation, rocket and space systems

Integrated system for water recovery from urine and hygiene water for a space station

[1]Arakcheev D.V., [1]Bobe L.S., [1]Kochetkov A.A., [1]Salnikov N.A., [2]Andreychuk P.O.
[1]NIICHIMMASH, Moscow, Russia
[2]RSC "Energia", Korolev, Russia

According to planning of the programs of the Moon and deep space exploration the crew hygiene support with a closed loop of hygiene water is very important. Currently, there are works to create hygiene water processing systems based on reverse osmosis as the most energy efficient method. At the same time, the system of water reclamation from urine based on vacuum distillation with the thermal energy recovery has been developed in Russia and is now being tested aboard the ISS. Energy consumption of the vacuum distillation system is equivalent to reverse osmosis system. Therefore, research and testing of the integrated water recovery system from urine and hygiene water for space station conditions are organized and conducted.

In this study, the possibility of processing of hygiene water, urine and their mixtures by vacuum distillation in the centrifugal field with using an outboard vacuum evacuation was studied. The regeneration modes were tested. It was found that with the increase in the urine content in the processed mixture of urine and hygiene water, the performance of the distiller decreases from 4 liters per hour when working on hygiene water to 3 liters per hour when working on urine, presumably due to temperature depression and decrease in heat and mass transfer due to non-condensing gases. The water regeneration degree depends on the volume of the components in the processing liquid and varies from up to 85% during urine processing and reaches 98% during hygiene water processing. The issue of hygiene water and urine mixture processing is the mode of the brine removal. Due to the foaming when working with hygiene water it could be more efficient to remove the brine at vacuum conditions by means of scoop pumps of the distiller without stopping it instead of using an external pump by atmospheric pressure.

The concentration of impurities in the distillate regardless of the composition of urine and hygiene water in the processing liquid is insignificant and after sorption-catalytic post-treatment meets the requirements. The average energy consumption of the system when using an outboard vacuum does not exceed 330 watts. The specific energy consumption for regeneration does not exceed 85 watts-hour per liter of product water.

The paper considers the results of research. The prospects of integrated water recovery system for a space station application are discussed.

Analysis of the influence of rectangular cutouts on the stress-strain state of three-layer shells

Bakulin V.N.
MAI, Moscow, Russia

When designing aeronautical and aerospace equipment, layered shells, three-layer shells, are common in the design [1]. These constructions contain various purpose cut-outs, hatches, which weaken the load-bearing ability, this explains the constant improvement of methods for calculating the stress-strain state (SSS) of structural elements, including three-layer shells, with cut-outs. This paper is devoted to the influence of rectangular lengths of cut-outs on SSS in layers of three-layer conical shells. It should be noted that there is a lack of research into the problem of the analysis of SSS of three-layer shells, considering the heterogeneity of the structure and the presence of cut-outs, rectangular in terms of shape. The algorithm of constructing a finite element model of natural curvature for the layer-by-layer calculation of SSS on three-layer shells of conical form is considered. The given model allows to consider accurately enough and simply presence of cut-outs, application of loads to layers and various conditions of their fastening, a momentary condition of bearing layers, a three-dimensional tension condition in a layer of a filler. The way of obtaining approximations for the three-dimensional finite element of the filler is shown and based on these approximations the

algorithm of building a finite element model for the analysis of the SSS layer of the filler. The study of the influence of rectangular lengths of cut-outs on the SSS in the layers of three-layer shells was carried out.

References:

1. Bakulin V N, Obraztsov I F, Potopakhin V A 1998 Dynamic problems of nonlinear multi-layer shell theory: Action of intensive thermopower loads, concentrated energy flows (Moscow: Science. Fizmatlit) p 464.
2. Bakulin V N 2007 Effective models in the refined analysis of the strain state for three-layer non-axisymmetric cylindrical shells Doklady Physics, 52 (6), pp 330–334.
3. Bakulin V N 2017 A Corrected Model of Level-by-Level Analysis of Three-Layer Irregular Conical Shells Doklady Physics, 62 (1), pp 37–41.
4. Bakulin V N 2018 An Efficient Model for Layer-by-Layer Analysis of Sandwich Irregular Cylindrical Shells of Revolution Doklady Physics, 63 (1), pp 23–27.
5. Bakulin V N 2018 Block Based Finite Element Model for Layer Analysis of Stress Strain State of Three-Layered Shells with Irregular Structure Mechanics of Solids, 53 (4), pp 411–417.

The forecasting of an aircraft's technical characteristics based on parallel-processing

Balyk V.M., Vakulchuk V.I.
MAI, Moscow, Russia

Nowadays forecast models can be categorized as either casual forecast model or a time-series forecast model.

In turn, prediction models include decomposition methods, extrapolation smoothing methods, autoregressive methods, etc. The main problem arises here during the restoration of the trend, and this problem is associated with the choice of basic functions. There is no equally good basis function for any forecasting task, and for a satisfactory forecasting it is necessary to organize some parallel forecasting process.

To this end, an additional forecasting process is organized based on one of the global optimization methods.

The parallel forecast method consists of the fact that in parallel with the choice of the parameters of the basis function, the predicted values vary themselves.

The regularity criterion by which the forecast quality is calculated is the Root Mean Square Error (RMSE) between the predicted function and the sum of the values in the forecast section and the varied forecast parameters.

According to these parameters, the model problem of predicting the aerodynamic characteristics of an unmanned aerial vehicle (UAV) was solved. The statistical sampling was based on telemetry data for the first 5 s. Further, for the remaining 50 s, a forecast is constructed using trigonometric predictive polynomials.

References:

1. Balyk V.M. "Statistical synthesis of design decisions in the development of complex systems" – M.: Publishing House of the Moscow Aviation Institute, 2011 – 280 p.

Assessment of reliability and total equivalent mass metrics of life support systems for space flights deep space

Belozerova I.N., Kudryavtseva N.S.
MAI, Moscow, Russia

The reliability of the life support systems (LSS) of spacecraft for long-term autonomous flights beyond the orbit of the Earth-Moon should be very high, not lower than 0.999. To achieve it on the basis of modern elements, components and subsystems used on the ISS, the introduction of spare blocks and multiple redundancy will be required, which will lead to a significant increase in the launch mass of the LSS. The actual task of preliminary assessment of reliability and total equivalent mass metrics per crewmember for four typical physicochemical LSS variants with varying degrees of closure for an autonomous space flight of 1000 days duration is considered [1].

The required levels of spares were determined for substances: oxygen, water, carbon dioxide adsorbent and dehydrated food; replaceable blocks and multiplicity of unloaded redundancy of recycling subsystems. For storage LSS the introduction of 10% of spares is required. Combined LSS requires the introduction of 10% of spares and quadruplex cold redundancy of all vital recycling subsystems. For a partially closed LSS and a maximum closed LLS, in addition to 10% of spares, quintuple cold redundancy of the recycling subsystems is required. The ways to reduce the redundancy levels are offered.

A comparative assessment was made of the contribution of equivalent masses of spacecraft electrical power plant (EP), thermal control system (TCS) and pressurized volume (PV) at 1000 days of flight to the total equivalent mass of LSS. The contribution of equivalent masses of EP and TCS does not exceed 2%, and the contribution of the equivalent mass of PV is the most significant and reaches 30%, although it is rarely taken into account in domestic publications.

References:

1. Kudryavtseva N.S. Analysis of Reliability and Equivalent Mass of Life Support Systems for Remote Space Missions // Aerospace and Environmental medicine. 2019. V. 53. # 3. Pp. 5-12.

Analysis of advanced systems for ensuring the thermal regime of spacecraft using heat accumulators

[1]Belyavsky A.E., [1]Sorokin A.E., [1]Borschev N.O., [2]Evstratov S.V.
[1]MAI, Moscow, Russia; [2]RSC “Energia”, Korolev, Russia

The thermal management system (TMS) is a complex, deeply integrated system with the spacecraft (SC), for the analysis and design of which the methods of system engineering are used. One solution to reduce the mass characteristics of the TMS is the use of a heat accumulator. Absorbing heat, heat accumulators protect the instrument compartments of the apparatus from overheating, and giving it away, protect the apparatus from hypothermia, which ensures the operation of the equipment within the specified temperature limits. In addition, the heat accumulator can act as a damper for short-term thermal loads that occur due to the heat release of devices during communication sessions or during scientific measurements. Liz promising systems for thermal regime of spacecraft using thermal batteries.

The development TMS of SC depends on the tasks to be solved, the place in space where these tasks will be solved and the time spent outside the Earth. On tasks TMS can be grouped in transport, for delivery astronauts with Earth to community works and back on Earth; orbital, for orbital stations; expeditionary, for expeditions, remote from Earth (on Mars, moon, Venus, asteroids). The issue of ensuring the thermal regime of planetary bases is considered separately.

Heat accumulators are most expedient when the device is under the influence of cyclically changing external and internal heat fluxes taking place either in the shadow orbit of any of the planets of the Solar system, or on the surface of the planets and their satellites. Batteries store thermal energy in the area illuminated by the Sun, and give it away when the device falls into the shadow of the planet.

When developing the lunar program, the principle of heat storage was planned to be used to ensure the thermal regime of lunar vehicles. It was supposed to smooth the temperature of the lunar surface around the spacecraft during the lunar day by covering the lunar surface area with thermal insulation. Heat storage can occur on the basis of several physical principles. This is the use of the heat capacity of the mass of the structure, the use of latent heat of the phase transition, the use of reversible reactions, the reagents of which are based on the density of the liquid and solid phases, as well as the physical processes of sorption (desorption).

The use of heat accumulators with a melting working substance in the TMS SC the most promising and technically feasible at the current level of technology development.

Designing an Unmanned Aerial Vehicle resistant to uncertainties

Borodin I.D., Balyk V.M.
MAI, Moscow, Russia

One of the main problems of presenting an unmanned aerial vehicle UAV as an object of design is the construction of its models. Construction of UAV models and modeling of its physical and functional existence conditions is an integral part of the design. The effectiveness of the design largely depends on embedding of the processes of modeling the conditions of the functional and physical state of the UAV in the design process. Thus, the task of constructing a model and the process of modeling the conditions of physical and functional existence of UAV, which has yet to be designed.

As a rule, UAV design is carried out in the conditions of uncontrolled factors (UF). UF can be divided by sources of uncertainty into factors that characterize: atmosphere and physical fields over land and ocean; tactical situations, target characteristics, human behavior and production.

For UF is characterized by the fact that describing their characteristics are not fixed value, and belong to a certain range. A special source of uncertainty is the tactical situation of the use of UAVS with its diversity (a large number of options) involved forces and means, the capabilities of its carriers. The variability of tactical situations makes it impossible to unambiguously describe type of UAV trajectory.

Historically, for UAVS (and for aircraft in General), this problem was solved by introducing a number of assumptions and special design regulations, formed on the basis of experience and subjective representation of the designer. The emergence of the "standard atmosphere" model, nominal values of strength of materials, etc., is due to the desire to introduce certainty into the design task, although in fact the object being created may never have had to function in such models. Objectively, there are always some differences from these conditions. To compensate for this difference and the possible deterioration of the device obviously provided excess (safety factors) in the capabilities and resources of the device in relation to the design conditions. These values did not have sufficient scientific justification, were developed purely empirically and often led to overestimation of material costs.

In General, all these approaches are different subjectivism, and remove such subjectivism to a certain extent possible if the UAV has the properties of resistance to UF. The stability conditions are presented in the form of Lyapunov functions, which are formed by statistical methods.

The solution of the inverse coefficient problem for the restoration of the thermal conductivity tensor of an orthotropic material from thermal potential data based on the obtained analytical expression

Borcshev N.O., Belyavsky A.E., Sorokin A.E.
MAI, Moscow, Russia

When designing various spacecraft (SC), both manned and unmanned, at the same time, there is a design of thermal management systems (COT) of the target on-board equipment by their thermostating and COT of residential compartments by maintaining a constant temperature and humidity in the pressurized compartment if crew on board. Therefore, one of the primary tasks in the design process can be the choice of materials from which heat-shielding coatings are made, which in turn will have the corresponding thermophysical characteristics, in which the influence of space factors (PCF) to which the spacecraft is subjected is minimized. Such factors, as a rule, are radiation in the visible from the Sun and infrared spectra from the Earth and the elements of the spacecraft itself.

In this paper, we consider a comprehensive approach to determining the thermophysical characteristics of materials under the influence of multicyclic thermal radiant heating, which simulates the functioning of spacecraft on target orbits, based on extreme methods for solving inverse heat conduction problems based on the obtained analytical solution in the anisotropic approximation with the heat transfer characteristics themselves being stationary by which the behavior of the structure can be predicted when performing targets.

Selection of rational declination system for surface-to-air unmanned aerial vehicle with vertical launch

Vindecker A.V., Parafes S.G.
MAI, Moscow, Russia

To realize the advantages of vertical launch, the UAV must have a declination system, which is able to change the direction of flight from vertical at launch to the desired direction, oriented to the point of meeting with the target.

In this paper, we solve the problem of choosing a rational declination system from among the alternatives at the stage of formation of the appearance of the class "surface-to-air" UAV with a vertical start.

The criterion for choosing the correct way to turn the axis of the UAV's body is the realized near boundary of the affected area.

The criterion for choosing a rational version of the declination system is the minimum mass of the projected UAV.

Alternative variants of declination systems in solving the problem are:

• Thrust vector control system, for the implementation of which gas rudders are used, placed in the nozzle of the UAV engine or just behind its cut on special pylons;

• Aeroreactive systems having gas-dynamic controls, the nozzles of which are carried out in the wings or stabilizers of the UAV;

• Impulse propulsion system, which provides the creation of the necessary declination moment due to jet jets of micro-edginess, started to a special algorithm.

Each of these declension systems has its advantages and disadvantages. The choice of one or another method of declination is a complex, largely informal task that occupies one of the Central places in the formation of the UAV image, and requires repeated reference to it at the subsequent stages of UAV development.

The paper provides an example of solving this problem in relation to the UAV class "surface-to-air" medium range. In this case, the formation of the UAV conceptual project takes into account the features of various gas-dynamic declination systems.

On improvement of the methods of psycho-physiological control for crew members at the habitable lunar base

Garduno Rodriguez Aaron, Strogonova L.B., Safronova K.P.
MAI, Moscow, Russia

The medical and psychological control of the crew in space flight has a technological medical methodology, but the modern tasks of manned space exploration, require new approaches and solutions based on the experience of space and terrestrial medicine. In the last decade, technological and methodological progress in the field of biomedical support of space flights has been observed. Technologies are being developed in the field of decision support system (DSS) in the face of uncertainty about the situation of a person staying on a habitable lunar base, based on achievements in the fields of medical science, instrumentation and mathematical methods of information processing.

The report discusses a new method proposed by the authors to control the psychoemotional stresses in the human body, caused by changes in blood glucose levels. In sports and space medicine, it has been proven that a change in the glucose concentration in the blood of the test person accompanies episodes of stress and psychophysiological risks. It is assumed that the new method of medical and psychological control, based on this methodology, will optimize the working regime of the crew members of the lunar base and prevent risks that could jeopardize the future of the lunar expedition. Solving this complex problem requires a combination of two areas of knowledge: medicine and engineering, in order to develop a device that will allow us to obtain measurements of glucose in the blood from astronauts in a non-invasive and continuous way (online).

The device in question consists of three principal parts: a sensor, a transmitter, and a receiver. The sensor will consist of a set of elements that are used in the instrumental spectroscopy technique to determine the qualitative and quantitative composition of glucose in the blood through the skin. The

sensor is connected to a transmitter, which continuously transmits the measurement parameters to the receiver wirelessly. Data can be processed by both the operator (cosmonaut), and medical personnel in the ground command center. The sensor detects blood glucose levels every five minutes, providing 288 measurements per day. It is important to note that when determining the level of glucose in the blood using spectroscopic methods, there may be a physiological lag between the value observed in capillary blood relative to the value measured by the device. For this reason, it is necessary to create a mathematical model of the process.

Reaches of the influence of rudder flexural-torsional oscillations of the in the aerodynamic flow on the functioning of an unmanned aerial vehicle drive

[1]Gryzin S.V., [2]Akimov V.N., [1]Parafes S.G.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]DNPP, Dolgoprudny, Russia

The electromechanical drive of an unmanned aerial vehicle (UAV) is considered taking into account the aeroelasticity influence caused by rudder flexural-torsional oscillations in the aerodynamic flow. Ensuring the stability of the rudder-drive system in the entire frequency range, including the frequency of the rudder elastic vibrations, is a mandatory requirement in the design of UAV.

The aim of this work is to assess the impact of aeroelastic load on the functioning of the drive.

At the first stage of the study, the transfer function coefficients of the dynamic hinge moment for the most dangerous UAV flight mode from the point of view of the loss of aeroelastic stability in the rudder-drive system are determined by calculation and experimental method.

At the second stage of the study, the aeroelastic load influence on the drive dynamic characteristics during at working out of step and sinusoidal control signals is evaluated.

The comparative analysis of the rudder-drive system characteristics uses experimental data, as well as simulation results obtained on the simulation mathematical model of the nonlinear drive.

The theoretical result of the study is the creation of a computational and experimental reaches stability technique of a nonlinear electromechanical drive loaded with a rudder that oscillates in the aerodynamic flow.

The practical result is to study the influence of rudder flexural-torsional oscillations in the aerodynamic flow on the functioning of the particular drive. This allowed us to conclude that the drive in question has sufficient energy characteristics to compensate for the additional inertial component of the load on the drive shaft.

Experimental determination of the influence of the radome on the characteristics of the radio-technical system

Gyulmagomedov N.H.
MIC “NPO Mashinostroyenia”, Moscow, Russia

Thermoradiotechnical tests, which must be carried out both in the cold state of the radome after heat heating and in the process of its thermal heating, to establish the dependences of changes in the radio technical characteristics of the radome on external influences, are of great importance for ensuring high-quality radio technical characteristics of the radome.

Currently, measurements of radio characteristics under normal conditions based on anechoic chambers are not difficult. However, there is a need to create techniques for predicting dynamic changes in the parameters of radome, which correlate well with experimental results during thermal heating of the fairing. External influences can significantly change the parameters of dielectrics.

This article proposes a methodology and considers the results of experimental studies of the influence of the antenna radome on the characteristics of the radio system installed under it. To study the influence, a technique was developed and tested to determine the level of signal attenuation in the radome wall during thermal heating. A detailed description of the methodology for measuring the level of signal attenuation in the radome wall is given.

Measurements were made of the level of signal attenuation in the radome wall during heating in accordance with a given temperature dependence on time. Based on the analysis of the results obtained, it was found that:

1) the process of heating the radome has led to irreversible changes inside the wall of the radome that the radio-technical characteristics measured at the final heating section do not coincide with the characteristics before heating;

2) active losses that occur in the radome during heating reduce the signal power when passing through the wall of the radome, as a result of which the characteristics of the radio engineering system installed underneath are affected;

3) an increase in temperature leads to an increase in active losses during the passage of the signal of the radome wall.

An increase in the level of signal attenuation can lead to a deterioration in the radio technical characteristics of the microwave system “antenna-radome” and the radio engineering system as a whole.

The obtained results of the study of the radome under various temperature conditions can be applied in predicting the operational parameters and characteristics of the “antenna-radome” system.

The results of experimental studies of the influence of the density of the working fluid on the characteristics of the torque converter of the transmission of the mobile unit of the ground complex

Eruslankin S.A., Mazlumyan G.S., Sova A.N.
MADI, Moscow, Russia

At present, hydrodynamic transmissions, including torque converters (GDT), are widely used in industry. One of the most important indicators of GDT is energy intensity, which is characterized by the magnitude of the moment of the leading link. It is known that the moment depends on the density of the working fluid. At the same time, an increase in density makes it possible to increase the energy intensity of a GDT changing its geometric parameters and operating modes.

The object of research is a lock-up torque converter with an axial turbine.

The purpose of the work is to study the external characteristics of GDT using a working fluid of various densities.

The research method is experimental. As a working fluid, a liquid of increased density was used.

The obtained characteristics showed that the value of the density of the working fluid significantly affects the performance of gas turbine engines. Thus, the energy intensity in the case of using a liquid of increased density is higher than (conventional density oil) by (4.5 ... I0)%, the transformation coefficient – by (6 ... 18)%, the efficiency – by (1.5 …13)%.

A change in temperature from 50 to 90°C has a slight effect, namely: the torque decreases by no more than 3.2%, the transformation coefficient increases by no more than 2.2%, the efficiency increases by no more than 2%.

A change in temperature from 20 to 90°C causes a more noticeable effect. A decrease in the transmitted moment is in the range from 10.7 to 2.0%, an increase in the transformation coefficient is from 11.4 to 5.6%, and an increase in the efficiency is from 4 to 7.5%.

As a result of the research, the following main conclusions can be drawn:

1) The density and viscosity of the working fluid significantly and ambiguously affects the characteristics of the GDT.

2) The accuracy of the calculation of the quality indicators of gas turbine engines with a change in the viscosity and density of the working fluid in comparison with the results of experimental studies is in the range of 20-40%, which cannot be considered satisfactory.

3) It is advisable to continue the studies that have begun in the directions of developing a refined methodology for calculating the quality indicators of GDT with a change in the density and viscosity of the working fluid and further studying the properties of magnetic fluids that can change their density and viscosity in order to increase the specific indicators of the hydrodynamic drives of mobile units of the ground complex.

Simulation of thermal processes during tests of onboard Earth remote sensing instruments

Zhilina I.E., Alekseev V.A., Titova A.S.
[1]RIPI, Moscow, Russia

The main source of external heat flux, affecting the component parts of spacecraft (SC), orbiting 300-500 km above the Earth is direct solar radiation, as well as reflected solar radiation, the Earth's own heat radiation. The geometrical model for an object, usually in the form of flat areas is developed for calculation of external radiative fluxes. The spacecraft's trajectory can be various, therefore, two extreme states are considered: overheating and overcooling of all SC's parts. The thermal balance method (the isothermal nodes method) is used to calculate temperature fields in Russia. Software and mathematical tools (software package TERM) are used for calculating external thermal radiative fluxes. Calculation programs using finite-element method, are also widely used.

Modelling the conditions of external radiative heat transfer inside the TVCs requires the reconstruction of non-stationary in time and space radiative fields, generated simultaneously by the Sun and the Earth. Since there are no solar radiation simulators for small-sized TVCs, simplified, conventionally linear radiative systems of various designs are used, in which electric heaters and screen-vacuum thermal insulation (SVTI) are widely used.

Another method for simulating external radiative thermal fluxed, based on the application of results of obtained telemetry under normal operating conditions of ERS satellites orbiting at above-noted flight altitudes. It's been proven that temperature of the spacecraft components, operating outside under the overcooled conditions does not fall below minus (80-100) C, even on the surface of the SVTI and the thermal insulation materials used to insulate instruments. This made it possible to simulate the resulting external radiative thermal flux radiated from the Sun and the Earth through the installation of screens with a high degree of blackness ($\varepsilon = 0,9$) inside the work volume of the TVC. On the screens' surface the mentioned temperature is maintained via electric heaters. Under overheating conditions – during operation the required instrument temperature is ensured by maintaining on their outer surfaces the required values of the absorption coefficients of solar radiation and the blackness degree (ε), the instrument is installed on a thermostatically controlled thermal circuit board.

Accuracy Criteria in heat transfer reproduction inside the devices, mounted outside the SC, is density of resulting radiative thermal flux.

The possibilities of a micro-satellite platform "Tabletsat"

[1]Ivlev N.A., [1]Sivkov A.S., [2] Purikov A.V., [2]Ivanenko V.V.
[1]MIPT, [2]SPUTNIX, Moscow, Russia

Microsatellite platform "TabletSat" is designed to create spacecraft weighing from 10 to 200 kg. the Platform is a set of on-Board service systems and structural elements. The platform is based on the principles of standardization of mechanical, information and electrical interfaces. This reduces the financial and time costs during the development, Assembly and testing of spacecraft. The period of integration of the new payload from the beginning of work to the readiness of the small spacecraft for launch can be reduced to 8 months, depending on the complexity of the necessary work. In this case, the term of manufacture, testing and Assembly without development can be reduced to 3 months.

The Tabletsat platform enables the functioning of third-party payloads. The payload weight can reach 100 kg and have an average daily consumption of up to 200 watts. It provides data transfer speeds of up to 100 Mbit / s with a memory capacity of up to 128 GB. Orientation accuracy is up to 15 angles. seconds, and the accuracy of location – up to 20 m.

The information bus interfaces are RS2B and SpaceWire, with additional interfaces such as RS-422/485, SPI, etc. the power bus Is 12V±10%. The used element base, based on "Commercial Off-The-Shelf" and industrial electronic component base technology, provides an active life of 3-5 years in orbits of 400-800 km.

The Tabletsat platform allows you to integrate different payloads and perform different missions, for example:

- Remote sensing in the visible range resolution of 1m;

• Remote sensing in the IR range resolution of 50 m, temperature resolution up to 1K;
• Radar shooting with a resolution of 3 m;
• Scientific mission;
• Automatic identification of vessels;
• Radiocommunication;
• Experimental missions.

Thus, the developed platform allows to create both separate small satellites for solving various tasks, and multifunctional distributed satellite systems for solving more extensive tasks.

Optimal spatial planning of small UAV in a constant wind

Kalashnikov A.I., Moiseev D.V.
MAI, Moscow, Russia

The report is devoted to the description of the a priori technique optimal spatial path planning of cross-track following points whose position is given. Such tasks arise in the spatial distribution of target, or in those cases when ground objects should be observed from a define height. It is assumed that in the flight zone of the UAV has a constant horizontal wind with known direction and speed.

The specifics of the problem under consideration is that it is advisable to consider both the flight time along the path and the energy consumption for the path as a criterion. In [1], routes were constructed that minimized each of the criteria separately. In this report, the path problem was considered as two-criteria. It was formalized based on flight path with wind flight zone [2]. Moreover, as a solution, there were Pareto set.

Flight time was calculated on the basis of data on the airspeed of the device when moving in the horizontal direction, as well as moving vertically down or up. Energy consumption was determined on the basis of energy consumption data for horizontal flight, climb or decline.

The composition of the software that implements the proposed methodology included an original procedure that ensures the finding of the Pareto set. The calculations showed that the size of Pareto set is usually small. This circumstance actually removes the problem of convolution of criteria.

In the report illustrated examples of the construction of the Pareto set.

The efficiency of the algorithm for forecasting hydrocarbon deposits depending on different types of data of remote sensing of the earth

Kovalev F.A.
MAI, Moscow, Russia

There are many natural resource tasks of remote sensing of the earth (ERS): search of fish, monitoring of ice situation, monitoring of an ecological situation, monitoring of a flood situation, etc. Often shooting of the areas of interest process long and expensive. Therefore, to solve these problems, shooting is carried out with multi-level surveillance: spacecraft, aircraft, unmanned aerial vehicle (UAV), various probes. All these aircraft are equipped with equipment for collecting information.

At the present time to predict hydrocarbon deposits actively involve the data of earth remote sensing (ERS). In this paper, an algorithm for obtaining maps with contours of prospective hydrocarbon deposits (HC) based on the materials of aircraft and satellite filming is considered. The idea of the algorithm is that on the basis of the analysis of reference areas (areas of the earth's surface on which the search for hydrocarbons is conducted), regions with similar characteristics are selected in the image. The selected areas and will act as promising areas for the search of UW.

The input data for the algorithm can be any images of the earth's surface, which correspond to the spatial resolution of maps on a scale of 1:200000 and larger. Since the acquisition of aircraft images of the surveyed areas is quite expensive, the problem arises of assessing the effectiveness of the algorithm for forecasting hydrocarbon deposits depending on different types of remote sensing data.

Rational lift-to-drag ratio of high altitude long endurance unmanned aerial vehicle

Konyukhov I.K., Gusejnov A.B.
MAI, Moscow, Russia

Lift-to-drag ratio is a quality of aerodynamic perfection of aircraft. Nevertheless, it is not an integral criterion of vehicle effectiveness. If we consider the minimization of gross weight then increase of L/D ratio provides the approaching of optimum by reducing the fuel requirement and power plant weight. However, ways improving of L/D ratio (increasing of wing aspect ratio, decreasing of airfoil thickness, boundary layer control devices etc.) leads to increasing of structure and equipment weight. So, there are optimal aircraft geometric parameters, providing the least sum of structure, equipment, engine and fuel weights, and corresponding value of L/D ratio.

A higher level criteria, for example, the operation costs for target damage with given probability by squad of vehicles, requires considering the relationship of L/D ratio with cost and combat effectiveness. As in the structure weight case, they do not depend directly on the L/D ratio, but on the geometric parameters and additional equipment. The change in cost can be estimated statistically through the price of the structure weight unit, technological factors, and the cost of additional equipment (for example, a boundary layer control system). The relationship with efficiency for given flight performances and environmental parameters is manifested through observability factors, which depend on the dimensional and dimensionless geometric parameters of the aircraft, as well as local features of its shape.

It should be noted that L/D ratio is not a single value: the (L/D)max determines maximum flight speed and altitude, the takeoff and landing L/D determines the runway length required, cruising L/D along the trajectory determines the fuel requirement. These values depend on the geometric parameters in different ways.

In this study, an attempt is made to justify the required value of L/D ratio in relation to a multi-purpose long endurance unmanned "flying wing" vehicle. The influence of geometric parameters (wing aspect ratio, trapezoidal ratio, sweep, and thickness) on the L/D ratio, weight and radar cross section has been determined and approximate values of rational L/D ratio have been obtained.

Research of distribution of current density by circuiting a spherical satellite

Kotelnikov M.V., Khoperskov A.A., Popova E.A.
MAI, Moscow, Russia

The research of the distribution of the current density of the plasma components over the satellite by computer simulation methods. In this case, the geometry of the satellite in the form of a sphere was chosen.

The mathematical model of the problem is the Vlasov equations for ions and electrons, the Poisson equation for a self-consistent electric field, as well as a system of initial and boundary conditions. The surface of the satellite was supposed to be perfectly catalytic, the potential of the satellite was supposed to be "floating". At the "leak-in" boundary, the distribution function of the plasma components was assumed to be Maxwellian with a shift by the directional velocity. On the "leak-in" boundary, "soft" boundary conditions were set for the distribution function. The potential at the boundary of the computational domain was assumed to be zero, which corresponds to the potential of space.

The problem was solved by the method of sequential iterations in time. On each time layer, the method of characteristics was used to solve the Vlasov equation, and the Poisson equation was solved numerically by the Fourier method. The calculation continued until the stationary value of the current on the satellite surface was established.

A series of calculations was carried out in which the subject of the research was the distribution of the current density of the plasma components along the satellite contour from the frontal to the shadow part.

The calculations showed that the electron current density along the satellite circumference varies slightly. The ion current density has a maximum in the frontal part of the satellite and a minimum in the shadow part. An analysis of the obtained dependences allowed us to conclude that there is a

potential difference between the frontal and shadow parts of the satellite, as a result of which an electric current arises.

The method of controlling the motion of small satellite CubeSat using inflatable thin-film balloons for braking during orbital flight before entering the atmosphere and in its upper layers

Kulkov V.M., Yoon S.W., Firsyuk S.O.
MAI, Moscow, Russia

The method of controlling the braking of small satellite CubeSat using inflatable thin-film balloons in the areas of interorbital flight, entry into the atmosphere and in its upper layers is considered.

In the last decade there has been a significant increase in the number of launches of spacecraft, the mass of which does not exceed 10 kg, the so-called pico- (up to 1 kg) and nanosatellites (from 1 to 10 kg). With the increase in the number of small satellites, the problem of cleaning near-Earth space from space debris. One of the possible tools for solving this global problem could be the structures deployed in space, which are part of the spacecraft, namely, inflatable structural elements of the spacecraft. It can be performed in various shapes and sizes. The main advantage of inflatable structure is the possibility of folding them in a compact volume and deploying the braking surface to a significant size in working condition.

At the Moscow Aviation Institute conducted research to develop a technology CubeSat aerodynamic drag device based on inflatable balloons for removal of spacecraft that have exhausted their lifetime from orbit. Based in this technology, it is planned to conduct the space experiment “Aerocosmos-MAI”.

The method of using spacecraft with inflatable braking devices can be varied. Inflatable structures could be used to control the braking of the small satellite during the delivery of payload to a given area of the Earth’s surface, which allow deorbiting space objects from initial orbit without consumption of fuel. This approach to solving the problem of de-orbiting spacecraft that has exhausted their lifetime from orbit allows us to ensure their controlled and safe re-entry into a given area.

The movement of small satellite in the upper atmosphere is characterized by the presence of a braking aerodynamic force caused by free molecular flow around the spacecraft’s body. The magnitude of the braking force depends on the altitude of the satellite in low-Earth orbit and variations in the density of the atmosphere due to solar activity.

The aim of the work is to develop optimal braking control modes for small satellite such as CubeSat using inflatable thin-film balloons. Ballistic analysis is carried out to determine the accuracy of entry into the atmosphere, taking into account the levels of solar activity and the ballistic coefficient of a thin-film inflatable aerodynamic drag device.

Prospects of 4D-printing technology application for the design of unmanned aerial vehicles

Kupriyanova Y.A., Parafes S.G.
MAI, Moscow, Russia

When designing unmanned aerial vehicles (UAVS), the task of reducing the structure mass and fuel consumption is acute. The use of mesh reinforcing shells is one solution to this problem.

Thanks to the rapid development of additive technologies, more and more companies are using the capabilities of three-dimensional printing to create structural elements of UAVS. One of the problems of the widespread use of 3D-printing in the design of UAVS is the limitation of the overall dimensions of the part. Moreover, this is due not only to the overall dimensions of the printing device, but also to the possible increase in defects during long-term printing.

A technological solution can be the use of 4D-printing – a special technology for making objects that change their characteristics over time. With 4D-printing, the matter is "programmed", and the product has the opportunity to change the shape and properties (density, modulus of elasticity, conductivity, color, etc.) in a purposeful way [1].

This work includes the methodology of designing a compact mesh shell with a diameter of 200 mm and a height of 300 mm. In the expanded form, the shell has the same diameter at a length of

2000 mm. The length change is due to the increase in the mesh corners to the specified values when exposed to high temperature. To prevent excessive increase in the mesh corners is a restrictive snap-in, fixing the transformed structure in the most critical areas: places of installation of devices and other equipment. After placement of the devices in the transformed shell, it is installed in the carrier shell.

The study of the stress-strain state under tension of the mesh shell with different sizes of the cell attachment zone and the width of the limiters with transformation to the state of the cell "square" and "hexagon" was carried out. Comparison of the results showed the possibility of reducing the width of the limiters without loss of structural strength. In the first case, the cell attachment zone width was one face of the hexagonal cell, in the second case – double the value of this size.

The design was carried out in the SOLID WORKS and SOLID Simulation.

References:

1. 4D-printing: new materials that change the characteristics and shape. Electronic resource https://habr.com/ru/company/asus/blog/403963.

Determination of acceptable range parameters of asymmetry of spacecraft descending in the Martian atmosphere

Kurkina E.V.
Samara University, Samara, Russia

Ensuring dynamic symmetry and external axisymmetric shape is one of the design criteria for uncontrolled descent spacecraft. In practice, small asymmetries often arise, which can lead to the fact that the oscillatory motion of the spacecraft axis and the rotational motion of the spacecraft around the axis of symmetry become dependent and resonance phenomena occur. With the long-term conservation of resonance phenomena, significant disturbances in the parameters of motion of the spacecraft can occur: an increase in the amplitude of oscillations of the angle of attack, an increase in overload, the spin-up of the apparatus around its longitudinal axis, and other undesirable consequences. The requirement to limit the values of the angle of attack and angular velocity is a necessary requirement for the safe descent of the spacecraft.

In this work, we solve the problem of finding the maximum values of the asymmetry parameters at which the angular velocity does not reach its resonance values in the case of uncontrolled descent of the spacecraft in the Martian atmosphere, provided that the asymmetry is small. A technique has been developed for determining the region of permissible deviations of the asymmetry parameters of the descent spacecraft in the atmosphere from their nominal values. The effect of the main resonance is taken into account. A numerical simulation was carried out using this technique to determine the range of permissible limitations of the parameters of the displacement of the center of mass of the spacecraft, centrifugal moments of inertia and aerodynamic moments due to small shape distortions. The presented technique can be used to determine the region of permissible deviations in the design of spacecraft with small shape asymmetry.

Integrated life support systems crews of interplanetary spacecraft

[1]Kurmazenko E.A., [1]Kochetkov A.A., [1]Proshkin V.Yu., [2]Vedishchev A.S.
[1]NIICHIMMASH, [2]MAI, Moscow, Russia

The determining factor in the implementation of long-term space missions, implementing manned space flights to the planets of the solar system, is the solution of the problems of ensuring the life and activities of the crew in flight.

This imposes certain requirements on the Integrated crew Life Support System (ILSS) as an abiotic part of the interplanetary spacecraft, the technological structure of which is an adaptive, dynamic, topologically defined hierarchical structure, which is in a state of pre-emptive target readiness, allowing guaranteed execution of the flight program.

The determining factors for the creation of ILSS for interplanetary spacecraft crews are:

• Program of the space mission, characterizing such parameters as the duration and objectives of space research, the required number of crew, the conditions of its implementation;

• Type of and the characteristics of energy supply systems and for ensuring the thermal regime;

• Required parameters of interfaces with on-board systems;
• Architecture and technological structure of ILSS.

Given the algorithm design ILSS on the basis of a systematic approach for internal and external design. This approach involving the formation of a unified description of complex systems based on a comparative analysis of three components:

• Information description, which contains the tactical and technical requirements for the appearance of the system and is the basis for model generation effectiveness;
• Functional description, characterizing the composition and of the linkages in the system;
• Morphological description, which is characteristic of the laws of functioning of the system.

For decision-making the generalized model of efficiency is developed on the basis of physically measurable local (qualitative and quantitative) parameters.

Analysis of existing methods for eliminating soil pollution by asymmetric dimethylhydrazine

Messineva M.M., Fetisov A.G.
MAI, Moscow, Russia

Leaks of asymmetric dimethylhydrazine (UDMH), which is one of rocket fuel components, may occur during the launch vehicles operation (for example, during refueling and falls of launch vehicles (LV), spills of technological flushing, etc.) have a negative impact on the environment. The most significant problem in this case is the soil contamination of in the areas where the falling parts of the missiles fall. UDMH is known in such areas to be able to persist in the soil for an extremely long time, from several years to decades, which makes the problem of developing and choosing the most effective soil purification methods from this substance quite relevant.

At the moment, several methods are known for soil purification from UDMH contamination, among which chemical, biological, and physicochemical methods can be distinguished. Each of these methods has certain advantages and disadvantages. The choice of the most optimal method may depend on climatic, geographic and technological conditions and is often a rather difficult task.

Chemical methods are widely used because they do not need to remove contaminated soil. Most of these methods are based on the fact that UDMH has pronounced reducing properties. Therefore, various strong oxidizing agents, such as atmospheric oxygen, ozone, various chlorine oxidizing agents, etc., are usually used to reduce its content. It has been shown that such methods of reducing UDMH concentration in soil are quite effective.

The use of ozone as the main oxidizing agent does not lead to secondary pollution, but there are certain technical difficulties associated with the need to obtain ozone.

The use of chlorine oxidizing agents allows for a short time to reduce the concentration of UDMH by 99%. However, the direct use of liquid chlorine is limited due to its own toxicity and its associated difficulties. Therefore, various chlorine-containing reagents are more often used.

Many oxidation reactions of UDMH occur only in the presence of a large amount of oxidizing agent, and are associated with the formation of toxic intermediate products, the cleaning of the soil from which can be a separate technical problem.

Analysis of the various cooling systems for providing a predetermined external surface temperature state for high speed aircraft

Nosov G.A.
MAI, Moscow, Russia

One of the methods to increase the efficiency of high-speed aircraft is to reduce the likelihood of detection by means of air defense. Reducing the likelihood of detecting aircraft by optoelectronic means (OES) of air defense systems can be achieved by reducing the infrared (IR) visibility (temperature) of the outer surface of the aircraft. An important positive feature in this case is the simultaneous provision of thermal protection for individual compartments and the apparatus as a whole. On the other hand, placement on board the aircraft coolant leads to an increase in the mass, size and cost of the apparatus. In this regard, the assessment of the main characteristics of the coolant necessary to ensure the required (given) IR stealth is an urgent scientific and technical task. In this paper, the following types of coolant are considered as temperature reduction systems:

• Heat storage and radiation system.
• Internal surface cooling with liquid coolant.
• Thermal protection by liquid film.
• Thermal protection by gas curtain.
• Thermal protection with the pumping a cooler through a porous wall.

The required temperature of the outer surface of the device is considered set based on the requirements of IR visibility. As a criterion for the effectiveness of cooling system, we take the minimum mass of coolant. In the work, cooling systems are compared by the mass per second flow rate of the coollent, which is necessary to ensure the required wall temperature. For a given external geometry of the aircraft and the trajectory parameters, the gas temperature in the boundary layer on the aircraft surface is estimated, heat transfer parameters are calculated, and the coolent flow rate is calculated. Mathematical models are given for calculating the mass of the coolent required for the system to operate both on the entire flight path and on the final portion of the path. Examples of a comparative analysis of the effectiveness of various types of cooling systems in the required mass of coolant as a creterius.

Improvement of the resource of purification unit during regeneration of water from humidity condensate

Pavlov A.V., Bobe L.S., Kochetkov A.A., Rykhlov N.V.
NIICHIMMASH, Moscow, Russia

In the system of water recovery from humidity condensate (SRV-K) operated on the ISS the condensate cleaning process consists of two stages. Initially, the catalytic oxidation of non-dissociating organics in the gas-liquid phase occurs due to the use of oxygen from the transport air. After separation of the liquid from the transport air the second stage of purification is carried out: sorption and catalytic oxidation of the remaining organics in the liquid phase occurs due to the molecular oxygen stored in the catalyst of the purification columns unit. Then the reaction products are removed from the liquid by ion-exchange resins. The resource of ion-exchange resins for the removal of ion-forming impurities is not limiting factor and, therefore, the resource of purification columns unit is limited by the oxygen supply in the sorbent-catalyst.

Experiments on the sorption-catalytic oxidation of non-dissociable organics with using of a model ethanol solution were carried out at NIICHIMMASH. Results showed that the direct supply of an oxidizing agent (air oxygen) to the sorbent-catalyst layer allows a several-fold increase the resource of purification columns unit. Further experiments on the oxidation of a simulator of humidity condensate, which contains a wide range of organic and inorganic impurities showed that under similar conditions the resource of the sorbent-catalyst decreases. An analysis of the results revealed that the catalytic activity of the sorbent is limited by the presence of acetic acid in the solution and the limiting stage of the process is the removal of the formed acid into the intergranular space of the layer. The removal of the formed acid occurs more intensively at a low acid content in the initial solution.

One of the ways to reduce the influence of this factor and to increase the resource of the unit of sorption-catalytic purification is to reduce the content of acetic acid in the solution which is supplied to the purification. Researches show that in the preliminary removal of acetic acid from the simulator of humidity condensate using a mixture of ion exchange resins the purification unit's resource for oxidizing non-dissociating organic substances increases 3 times.

The report presents test data for the purification columns unit and analyzes the influence of chemical-technological parameters on the process of removing impurities and increasing the resource of purification unit.

Consideration aeroservoelasticity requirements in the development of highly maneuverable unmanned aerial vehicle

Parafes S.G., Turkin I.K.
MAI, Moscow, Russia

The approach to the joint design construction and stabilization system of the highly maneuverable unmanned aerial vehicle (UAV) account with requirements of aeroservoelacticity, the most important of which is to prevent self-oscillation in the loop "elastic UAV – automatic control system (ACS)".

The approach involves the following tasks:

1) the choice of structure and basic parameters of the UAV stabilization circuit; in this case, to describe the UAV aeroelastic properties, a simplified transfer function of the UAV is used (taking into account only the oscillations of its body);

2) the separate design of subsystems (airframe, stabilization system) by traditional methods in compliance with the requirements formulated at the first stage. The goals to be achieved at this stage are to obtain a rational (from the standpoint of mass and technological perfection) design of the UAV airframe, and a stabilization system that provides the required dynamics and the accuracy of execution of commands, as well as the minimum cost, dimensions and weight;

3) the coordination of the selected structure and design parameters of the airframe and stabilization system, aimed at meeting the requirements of aeroservoelasticity (the authors use the model of the study of the stability of the contour "elastic UAV-ACS", reflecting the specifics of the classes of highly maneuverable aircraft).

The implementation the aeroservoelasticity requirements is achieving:

the rational (relative to nodes and antinodes of the UAV body oscillation) placement of ACS sensors;

the filtering choice of the ACS sensor signals, due to the elastic UAV body oscillations;

the selection of the appropriate stiffness and mass-inertial characteristics of the airframe, wings and aerodynamic control surfaces of the UAV;

the coordination to characteristics of the drive and the UAV airframe.

An example of taking into account aeroservoelasticity requirements in the process of developing the highly maneuverable UAV is given.

Investigation of the distribution of the average velocity of gas particles along the jet at the neutral-time effusion into the vacuum space

Platonov M.A.
MAI, Moscow, Russia

The distribution of the average velocity of gas particles along the jet (along the y-axis) during the effusion of neutral gas into the vacuum space is studied by computer modeling methods. The geometry of the hole in the form of an elongated rectangle was chosen, which allowed to significantly reduce the dimension of the problem.

The mathematical model of the problem is the Vlasov equation for a neutral gas, as well as the system of initial and boundary conditions. In the region of the hole, the distribution function of the neutral gas was assumed to be Maxwell's. "Soft" boundary conditions were set at other boundaries of the computational domain.

The problem was solved by successive iterations over time. At each time layer, the large particle method was used to solve the Vlasov equation. The calculation continued until the current flowing from the hole coincided with the current through the outer boundary of the calculation area.

A series of calculations were carried out, in which the subject of the study was the specified dependence. It is found that in a steady-state effusion jet, the average velocity of gas particles increases along the jet axis with the growth of the y coordinate.

The detected effect was further investigated and received physical justification. Gas effusion into the vacuum space can occur during depressurization of residential compartments of spacecraft as a result of various accidents, defects, degradation of welds, collisions with meteorites, particles of space debris, etc. Therefore, the studies are relevant for the space industry.

Hardware-software complex for measurement of aerodynamic characteristics of bodies of different geometry in pulsed hypersonic tube IT-1M

Prokopenko E.A., Shevchenko A.V., Yashkov S.A.
Mozhaisky MSA, Saint Petersburg, Russia

To verify the mathematical models used in the simulation of physical phenomena that occur when a body moves at hypersonic speed, hypersonic impulse tubes are widely used, in which flow velocities are realized at large Mach numbers in laboratory conditions. In conducting experimental studies, one of the important tasks is to determine the aerodynamic forces acting on the model, as well as the parameters of the incoming flow.

The report describes the hardware and software complex developed by the staff of the Mozhaisky Military Space Academy, used as part of the hypersonic impulse tube IT-1M, designed to determine the aerodynamic forces acting on the model and the parameters of the incoming flow. The complex consists of aerodynamic scales with genuine location of sensitive elements, analog-digital measuring equipment, pressure sensors and software. The main objective of the complex is to measure the components of the frontal, lift and aerodynamic moment of the models under study, as well as to record the pressure parameters in the elements of the hypersonic impulse tube (discharge and vacuum chamber, model surface, etc.).

One of the difficulties of recording the measurement of the components of the frontal, lift and aerodynamic moment is the duration of the quasi-stationary process of hypersonic flow around the model, which is about 45 milliseconds. The Mach number thus reaches from 16 to 18 [1, 2].

This hardware-software complex allows to measure the components of the frontal, lift and aerodynamic moment of bodies of different geometries in the quasi-stationary mode of hypersonic flow around the model during experimental studies on the hypersonic impulse tube IT-1M.

The paper was partly supported by the Russian Federation President Grant MK-654.2019.8.

References:

1. Prokopenko E.A., Shevchenko A.V., Yashkov S.A. Experimental instrument on the basic of a pulse wind tunnel to determine the gas-dynamic parameters of the flow near hypersonic aircraft // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 237–245.

2. Charitonov A.M. Technique and methods of Aerophysical experiment - Novosibirsk: NSTU publishing house, 2007. – part 2: Methods and means of aerial measurements. – 456 p.

Parameters and technical state forecast during operation of regenerative life support systems for crews of long-term space stations

Proshkin V.Yu., Kurmazenko E.A.
NIICHIMMASH, Moscow, Russia

The regenerative life support systems (RLSS) for crews of long-term space stations are based on the physicochemical processes of processing human metabolism products. Uniqueness of RLSS during their long-term operation on board, together with the isolation and limited volume of the pressurized compartment (any off-normal situation is a potential threat to the crew and the entire station), set the task of technical state forecast (TSF) based of obtained data about the system parameters.

The parameters of RLSS are affected by:

• Internal processes in the RLSS;

• External factors in relation to the RLSS (interconnected systems, input products, environment, crew, etc.);

Response types of the system parameter (SP) to the impact of a certain intensity:

• Stability;

• Smooth change; the change rate is constant or variable (with a smooth or drastic change in rate);

• Drastic change.

The transition from one response types to another is the critical point of impact on the SP.

For the RLSS, the TSF on base a change in the set of SP is associated with the uncertainty of the SP (USP), which is the ratio of the measurement SP error to the SP allowable (normal) range.

Approaches to TSF during RLSS operation:

1. Direct TSF based on a change in the SP, when monitored by an analog (measuring) sensor (USP<<1).

2. A limited TSF based on the analysis of the SP exit of beyond the allowable range, when monitored by a discrete (threshold) sensor (USP=1).

3. Indirect TSF based on other SP, when monitoring of certain parameter is absence (USP>1 is forcedly replaced USP=1). This also includes the existing RLSS manufacturing quality.

4. TSF by analogy with other products of this RLSS (using the database if available).

5. Expert estimates.

In approaches to the TSF from 1 to 5, its indetermination increases and higher expert qualifications and more experience in the RLSS are required. Automatic data processing and time losses reduction during information transmission and analysis, as well as the availability of additional studies and RLSS modeling improve the efficiency and accuracy of TSF.

TSF during RLSS operation:

• Should be carried out from a systematic approach position, considering the RLSS in the aggregate of all its direct and indirect connections;

• Be a necessary part of the operation support system, especially the forecast of potential off-normal situations;

• Be introduced at the design or modernization stage.

Transport space system

Sadykov O.F., Borisov M.V., Zagidullin R.S.
SRC Progress, Samara, Russia

Transport space system is a space system that provides the planned and operational transportation of payloads in outer space using reusable orbital means.

The list of targets solved with the help of TCS:

• Transportation (planned and operational) of astronauts in outer space;

• Emergency evacuation of astronauts from the disaster area in outer space;

• Transportation (planned and operational) of the payload in outer space;

• Collection, storage and transmission of target, coordinate-time and telemetric information to navigation and information centers;

• Monitoring (observation and scanning) of a given part of outer space, detection, tracking, capture and transportation to collection points of space vehicles and vehicles with non-functioning onboard control complex.

The scheme for dividing the TCS into its components implies the following:

• Special complex control system of the space system;

• Space service complex;

• Space transportation complex.

The special control system of the space system is designed for the integrated management of the functioning of the components of the spacecraft, providing solutions to the objectives of this system.

The space service complex is a set of functionally interconnected technical means, designed to create conditions and/or implement functions that ensure the long-term functioning of the spacecraft orbital facilities in outer space.

The space transportation complex provides the solution to the problem of inter-orbital transportation of the payload using a combination of various transport orbital means that are functionally combined into orbital groups.

A transport orbital vehicle is a reusable automatic space vehicle designed to carry payload in outer space in accordance with the flight program.

Transferring the performance of the RB/BV functions to reusable orbital means of the space transportation complex will provide a decrease in the total mass of the GHG, which in turn will allow either to increase the mass of the cargo carriers (joint, tandem launches), or to use LVs of lower carrying capacity.

The development and manufacture of the components of the TCS will be carried out using the modernization of modern software and hardware in the rocket and space industry.

Evaluation of hydrodynamics effect on mass transfer in the reverse osmosis apparatus of a space station's hygiene water processing system

[1]Salnikov N.A., [1]Bobe L.S., [2]Fedoseev G.A.
[1]NIICHIMMASH, [2]MAI, Moscow, Russia

During long-term manned missions and planetary bases construction when cargo delivery cannot be done, the problem of crew hygiene is necessary to be solved. It is supposed to use special hardware for crew water procedures with the subsequent purification of contaminated water. Previous studies have confirmed the promise of low-pressure reverse osmosis for hygiene water processing when conventional detergents are used.

The driving force of reverse osmosis is the difference in effective pressure on the front and back side of the membrane. Effective pressure is defined as the difference between the operating pressure and osmotic pressure in a solution. During water transport through a selective membrane there is dissolved substances concentration increase near the membrane surface (concentration polarization). The increase of concentration cause an increase in osmotic and, consequently, a decrease in effective pressure. Dissolved substances are diverted to the main stream by means of molecular-convective diffusion. The features of molecular-convective diffusion during the reverse osmosis were considered in the authors' report at the 17th conference "Aviation and Cosmonautics" at Moscow Aviation Institute.

In this study the effect of flow velocity during the laminar flow in a spiral apparatus with a mesh spacer on diffusion resistance to mass transfer was considered. An increase in the fluid circulation rate in the reverse osmosis apparatus from 0.06 meter per second to 0.24 meter per second, which corresponds to Reynolds numbers from 85 to 300, cause the flux increase. The flux increase can be caused by two effects: an increase in the average operating pressure in the apparatus caused by hydraulic resistance and the intensification of the diffusion of dissolved components from the membrane. The influence of cross flow on the diffusion process was estimated by the suction factor. The diffusion resistance decrease and flux increase (up to 20% compared with the initial flux) while increasing of flow velocity were also observed.

The paper considers the results of an experimental study of the influence of the hydrodynamics of the reverse osmosis apparatus on the flux. The convective-diffusive mass transfer calculation method at the conditions of concentration polarization is proposed.

Transition to matrix-block layout scheme in promising CubeSat 6U nanosatellite platforms

Svinareva A.M., Eliseev A.N., Ustyugov E.V.
SPUTNIX, Moscow, Russia

Currently, the "SPUTNIX" company uses the classic for nanosatellites CubeSat layout scheme, namely the horizontal layout with the connection of printed circuit boards through the connector PC104 and connecting peripheral elements such as solar panels, antenna systems, branch contacts, service panels, etc. by means of separate cables to various onboard systems of the main stack. In the classical layout scheme, there are a number of shortcomings that can be eliminated using the proposed scheme. On-Board equipment units do not allow for a high density of the layout, because the minimum distance between the on-Board systems is limited by the height of the connector. The classical layout scheme has a large mass of the onboard cable network and its simplification is an important task in the design of the device. The circuit based on the PC104 connector does not allow to replace the onboard equipment without complete disassembly of the satellite, which requires additional equipment.

The proposed matrix-block arrangement ensured the placement of more printed circuit boards in the allocated volume. Such a layout scheme is a motherboard with a matrix of connectors for the installation of on-Board equipment units, while the pinout of these connectors is identical, which allows to install on-Board equipment in any order and have access to all information and power buses from each device if necessary. The main advantages of the proposed layout scheme are: providing a

more dense layout (up to 1.5 times) in comparison with classical solutions, reducing the onboard cable network, the ability to replace the onboard equipment without completely disassembling the satellite, the ability to access and control all information and power buses in the product, simple scalability of systems.

The considered layout scheme simplifies the process of reservation of onboard systems. If earlier it was necessary to duplicate the system, thereby proportionally increasing the number of cables, then when using a matrix-block scheme, the onboard equipment is installed in the available connectors, reducing the weight and complexity of the device.

Optimal low-thrust trajectory with acceleration-limited engine taking into account perturbations from the second zonal harmonic

Paing Soe T.T.
MAI, Moscow, Russia

A mathematical model of the motion of a spacecraft (SC) in the central gravitational field of the Earth is developed taking into account perturbation from the second zonal harmonic and the problem of optimization of the interorbital trajectory of a spacecraft with a limited acceleration engine using the Pontryagin maximum principle is formulated. This mathematical model is applicable for modeling the trajectories of spacecraft with electric propulsion system (EPS) in the case of small propellant consumption during the flight.

The problem of optimal control that provides minimum ideal velocity increment for the transfer between two given points in the phase space at a fixed time is considered. By means of Pontryagin's maximum principle, the optimal control problem was reduced to a two-point boundary value problem for a system of ordinary differential equations. To solve this boundary value problem, it is required to find the initial conditions for adjoint variables to the spacecraft position and velocity vectors at which the given final conditions are satisfied.

A two-stage method is used to solve the boundary value problem. First, the problem of optimizing the trajectory of a spacecraft with an ideally regulated engine is solved using the gravitational parameter continuation method. In the framework of the considered problem of optimizing the trajectory of a spacecraft with an ideally regulated engine, the electric power consumption of the electric propulsion system is considered constant, and the programs for changing the thrust acceleration and specific impulse are selected, within this constraint, optimal to ensure the minimum consumption of the propellant of the electric propulsion system. The initial values of the adjoint variables obtained as a result of optimization of the trajectory of a spacecraft with an ideally-regulated engine are used as an initial guess values in the second stage, which realizes the numerical continuation of the optimal trajectory of a spacecraft with an ideally-regulated engine to the optimal trajectory of a spacecraft with an electric propulsion system with a step change in thrust acceleration.

The software for the solution of the considered boundary value problem is developed, test calculations are carried out, the calculated examples of optimal trajectories and dependences of optimal value of thrust acceleration and optimum angles of orientation of a vector of thrust acceleration with respect to time are presented.

Method of estimation of speed and accuracy of hydraulic drives of mobile launchers of the perspective mobile rocket complex with application of hydraulic machines on the basis of hinges of equal angular velocities

[1]Sokolov M.N., [2]Sova A.N.
[1]SRTMA, Balashikha, Russia
[2]MADI, Moscow, Russia

The aim of the study is to improve the speed, smoothness and accuracy of the movement of the output links of the hydraulic drive of the mobile launcher of a promising mobile missile system with the use of hydraulic machines based on hinges of equal angular velocities.

The analysis of the current state of hydraulic drives of mobile launchers of promising mobile missile systems with the use of axial piston hydraulic machines has shown that it is more appropriate to create hydraulic drives with the use of hydraulic machines based on hinges of equal angular

velocities. The scientific results developed in the course of theoretical and experimental studies have allowed to justify new technical solutions and improve the performance and accuracy of the output units of the hydraulic drive, increase the efficiency and range of regulation of hydraulic machines.

On the basis of new scientific findings are substantiated and the method of evaluating the performance and accuracy of hydraulic drives for mobile launchers of perspective mobile missile systems with the use of hydraulic machines is based on constant velocity joints, which, in contrast to the known, take into account the impact on the performance and accuracy of output elements of the hydraulic drive mobile launcher looking mobile missile complex of parameters and characteristics of hydraulic machines is based on constant velocity joints.

New results of experimental studies of axial piston hydraulic machines based on equal angular velocity joints are substantiated and developed, including physical models of axial piston hydraulic machines based on equal angular velocity hinge and a stand for experimental studies.

The results of theoretical and experimental studies have shown that the use of hydraulic machines is based on constant velocity joints in the hydraulic drive mobile launcher looking mobile missile system can significantly improve the performance and accuracy of output elements of the hydraulic drive on the basis of increase in efficiency and the control range (50%) hydraulic machines and, as a consequence, significantly increase the coefficient of readiness of mobile launchers to use on the basis of increasing the service life, improve reliability, energy consumption and metal consumption of axial piston hydraulic machines.

Upgraded lifting mechanism of a promising missile launcher based on telescopic hydraulic cylinders with the use of systems for ensuring the in-phase extension of their rods

Spitsa A.V.
MADI, Moscow, Russia

Transport and installation units based on telescopic hydraulic cylinders are used to install and retrieve products into or out of structures in strategic missile systems. The system for ensuring the in-phase extension of the hydraulic cylinder rods makes it possible to increase the safety of the transport and installation unit when working with the product in the modernized lifting mechanism of the transport and installation unit.

The lifting mechanism of the transport and installation unit based on telescopic hydraulic cylinders is the object of study.

I set a goal to determine the critical value of the maximum possible mismatch of the hydraulic cylinders of the lifting mechanism of the boom of the transport and installation unit, to create a structural and layout diagram of the upgraded mechanism of lifting the transport and installation unit of the rocket complex based on telescopic hydraulic cylinders using systems to ensure the extension and removal of their rods in phase.

I calculated the stress-strain state of the structural elements of the transport and installation unit when lifting the boom of the unit in the engineering analysis system MSC.PATRAN and MSC.NASTRAN. The obtained estimates of the stress-strain state of the structural elements of the transport and installation unit when lifting the boom of the unit showed that the maximum possible mismatch is 350-400 mm, further mismatch leads to the destruction of the unit.

Adjustable proportional throttles are installed as an executive element of the system in front of each hydraulic cylinder, which regulate the flow of fluid in case of a mismatch. The deformation values were taken into account in the synthesis of the synchronization system, the safe difference in the stroke of the hydraulic cylinder rods is 100 mm.

As a result of the research, the following main conclusions can be drawn:

1) the proposed scheme can allow for high-precision common-mode extension and retraction of the rods of telescopic hydraulic cylinders and exclude divergence exceeding 400 mm and, as a result, increase the safety of the transport and installation unit of missile systems during installation and removal of the product to or from the structure;

2) the creation of the stand and the conduct of static and dynamic tests of telescopic hydraulic cylinders using the proposed structural-layout scheme of common mode will allow us to obtain experimental values of the accuracy of synchronization.

Optimization of the trajectory of the spacecraft flight between the near-Earth and near-Moon circular orbits

Aung M.M.
MAI, Moscow, Russia

The selected parameter also considers the launch point of the spacecraft from the described orbit. It is fixed by the latitude argument in orbit. The first impulse of speed is considered purely accelerating. A second velocity impulse is reported by the spacecraft when the spacecraft moves to a low circular near-moon orbit with a given height and inclination with respect to the lunar equator. The trajectory of the spacecraft is calculated taking into account the gravitational influence of the Earth, the Moon and the Sun. In this case, the second zonal harmonic of the Earth's gravitational potential is taken into account. The following four characteristics are considered by the parameters of the optimized flight scheme: the longitude of the ascending node of the initial geocentric orbit, the argument of the latitude of the starting point from this orbit, the flight time and the magnitude of the first velocity impulse.

The paper analyzes two different statements, differing in a set of finite boundary conditions. At the first formulation, the considered transport problem is formulated taking into account the fulfillment of three boundary conditions:

• The angle between the selenocentric radius of the spacecraft vector rf and the vector of its selenocentric velocity Vf at the end point of the flight path should be 90 degrees.

• The satellite's height above the lunar surface at the end point of the flight path should be equal to the specified height of the lunar orbit.

In the second formulation, the transport problem is formulated so that at the end point of the flight path, only the spacecraft's height above the lunar surface is recorded. In this case, the second velocity impulse (it is not purely inhibitory, as in the first formulation) should ensure the transfer of the spacecraft into a circular near-moon orbit with a given inclination to the plane of the lunar equator.

In both statements, the problem is formulated as a problem on the conditional minimum of the function of four variables. The optimization criterion considers the magnitude of the second velocity impulse. The effectiveness of the considered settings is compared. For optimization, the gradient projection method is used.

Proposals for the development of a spacecraft for flight to Jupiter

Tuzikov S.A., Sheremetova M.M.
MAI, Moscow, Russia

The study of giant planets, primarily Jupiter, and its many satellites is important for studying the mechanism of formation and development of the solar system. The giant gas planet Jupiter and its satellites have been known for a long time, they have been studied by scientific methods for many years, and, apparently, one of the most effective research methods is the development and use of the target scientific research spacecraft (SC) in a circular or elliptical orbit near Jupiter .

The aim of the presented work is to develop proposals for a possible design appearance of a research spacecraft for its placement in the orbit of the artificial satellite of Jupiter.

The problems of determining the structure of the spacecraft of this type and options for its possible structural and layout schemes were considered. The composition of the onboard systems of the target spacecraft is analyzed taking into account possible features of operation in the vicinity of the planet Jupiter.

To launch the spacecraft onto the interplanetary trajectory, the option of using a heavy-class Angara launch vehicle with the appropriate overall mass limitations for the payload to be deduced was considered.

To expand the functional research capabilities of the target spacecraft were proposed:

1. Variants of deployment in a working circumcircular orbit in the vicinity of Jupiter, a linked multisatellite system as part of a base satellite and a tethered small research cable module.
2. Possibilities of using a family of small research cable modules.
3. Opportunities for providing cost-free deployment and deployment methods for the associated associated multisatellite system.

OrbiCraft-Pro nanosatellite platform and the possibilities of its use

Ustyugov E.V., Zharkikh R.N., Ivanenko V.V., Svinareva A.M.
SPUTNIX, Moscow, Russia

The company "SPUTNIX" was developed OrbiCraft-Pro nanosatellite platform, which allows to build satellites format CubeSat. Through the use of standardized subsystems, the use of COTS electronics (Commercial Off-the-Shelf – "ready-to-use") and ready-to-use software libraries, training materials, it is possible to develop nanosatellites based on the OrbiCraft-Pro platform, spending less effort, time and money. Thanks to this solution, specialists, students of schools and universities can concentrate on creating a payload and flight planning, instead of designing a new spacecraft for each mission.

OrbiCraft-Pro solution continuity architectures and technologies of large spacecraft. Developed software, onboard systems, architecture identical to large spacecraft, which allows to reduce development costs and simplify the transition to the use of larger spacecraft for the customer.

The OrbiCraft-Pro kit consists of a set of electronic components and constructive elements for the assembly of small spacecraft of the CubeSat format.

The kit includes a set of printed circuit boards connected via PC/104 connectors, as well as cables, solar panels and power supply elements. Each Board implements subsystems of the device. The nanosatellite can be scaled and realized in various form factors: basic 1U and enlarged 3U. For a 3U CubeSat, an additional orientation and stabilization control system can be used. As an on-Board computer, a single-Board Raspberry-Pi computer is used.

Included with OrbiCraft-Pro is a Development Kit with all the necessary electrical, mechanical and information interfaces, allowing payload developers to use proven circuits and speed up the development process. The programming interface “SPUTNIX CubeSat API " allows to simplify the integration of the payload as part of the satellite equipment and flight planning.

Regulation of a loop heat pipe and its application in a thermal control systems of spacecraft

Kholyakov A.E., Antonov V.A.
MAI, Moscow, Russia

Ensuring the thermal regime of spacecraft is a complex heat engineering task. COTR of modern automatic stations are increasingly using loop heat pipes (LHP).

The loop heat pipe should be considered as a successful solution for heat removal from the spacecraft. This technical solution allows for a small mass of one LHP to remove heat fluxes up to 1500 watts.

An important task of designing a LHP is to regulate its performance. For these purposes, in the NGO named after S.A. Lavochkin developed a pressure regulator that allows you to direct the flow of the LHP working fluid either along the main line through a radiation heat exchanger, or bypass. In the latter case, the working fluid from the evaporator bypass is immediately redirected to the compensation cavity. To increase the accuracy of regulation of LHP, it is necessary to modify the pressure regulator.

The complex design of the mechanically moving parts of the LHP pressure regulator and the technological difficulties in manufacturing its individual elements create the prerequisites for the possibility of jamming the regulator during operation. The solution to the problem of jamming today is solved by technological operating time on the resource of each regulator in the amount of 3500 cycles. The way to increase the reliability of the regulator and reduce the volume of tests is to refine its design.

An analysis was made of the possible causes of jamming of the pressure regulator, which revealed the following reasons: increased friction between the stem and the body of the regulator, as well as the shortcomings of the manufacturing process associated with electroerosion processing of parts of the pressure regulator.

A set of measures to increase the reliability of the pressure regulator and reduce the volume of ground mining provides: firstly, the use of the Hook joint in the design. In this case, the condition of alignment of the stem and valve ceases to be strict. Secondly, the increase in valve hardness in the friction pair of the body-valve, which allowed to significantly increase the smoothness of the valve

in the body. Thirdly, the electrical discharge machining of the valve and the casing was replaced by machining.

Based on the comments made, a new model of pressure regulator was manufactured. He is currently prepared for testing. With the successful conduct of resource and thermal vacuum tests, it is planned that this regulator will complete all LHPs for thermal control systems of spacecraft.

Method for calculating the perturbed trajectory of a single-impulse transfer to the Sun-Earth L2 halo-orbit

Zhou Rui
MAI, Moscow, Russia

The problem of calculating a single-impulse transfer of the spacecraft (SC) between a circular near-Earth orbit and the Sun-Earth L2 halo-orbit is discussed. In the case of given altitude and inclination of the low-Earth orbit, a mathematical model of the restricted four-body problem is used and the second zonal harmonic of the Earth's gravitational potential in all parts of the spacecraft's motion is considered. The time for the SC entering the final halo orbit is given as well. Unknown parameters in this situation for transfer trajectory calculation are the flight time, amplitude of the halo orbit and the position angle of the SC in the halo orbit.

The problem of transfer orbit calculation is reduced to a boundary value problem with three unknown parameters (flight time, halo-orbit amplitude and position angle in the halo-orbit) for the differential equations system of the perturbed SC motion. It is necessary to find such values of unknown parameters for the boundary value problem which the three initial conditions should be satisfied at the initial moment: geocentric distance of the SC should be equal to the specified radius of the initial geocentric orbit, geocentric velocity vector for the SC should be orthogonal to its geocentric position vector and the inclination of the low-Earth orbit by a given angle.

For solving the boundary value problem, the equations of perturbed motion are integrated in the inverse direction of time and the final condition for this differential equation system is calculated by using the approximation of third-order Richardson solution to the bounded circular three-body problem.

By applying this initial approximation to this boundary-value problem, the perturbed motion of the SC has been solved. For determining perturbed transfer trajectory, the numerical integration of the SC perturbed motion equations through the overall flight time has been used. In another side, for solving the boundary value problem, the parameter continuation method has been used. The method adopted here is based on Newtonian homotopy between the solutions of the unperturbed and perturbed boundary value problems. In the condition of finite value for the continues parameter, the vector of dependent variables in this external Cauchy problem is the solution of the boundary value problem. The developed method has been implemented as a software. As a result of solving series of boundary value problems by using this software.

Cubesat nanosatellite rapid departure system from low Earth orbits

Yudin A.D.
MAI, Moscow, Russia

The problem of space debris is becoming more and more urgent every year. Space debris is defined as all anthropogenic objects located in near-Earth orbit or returning to the atmosphere, including their fragments and elements that are non-functional.

The Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) has developed a set of principles for the prevention of space debris. According to principle 6, "Limiting the long-term existence of spacecraft and orbital stages of launch vehicles in the low Earth orbit (LEO) region after the completion of their flight program", spacecraft and orbital stages of launch vehicles that have completed their flight operations in orbits passing through the LEO region, must be withdrawn from orbit in a controlled manner.

Particularly relevant is the problem of technogenic clogging for nano- and microsatellites. The number of spacecraft launched into near-Earth orbits, weighing less than 10 kg, is growing like an

avalanche. A typical example of such devices is Cubesat nanosatellites. About 500 Cubesat nanosatellite launches are projected annually.

The main goal of the work is the development of “deorbiting” technologies – the removal of small spacecraft that have exhausted their resources from orbit. On the example of Cubesat nanosatellites, a near-Earth orbit ablation device was developed. The drag method was chosen to slow down the objects under the action of aerodynamic forces from the side of the incoming gas flow, based on the relatively low design complexity and low cost. The aerodynamic braking device's form factor is a standard 1U CubeSat module.

For the efficiency of small spacecraft deorbiting technologies, it is necessary to formulate a concept of Russia's strategy in the field of monitoring and combating space debris, which will include an obligation to equip nanosatellites with an orbit system after the deadline operation or failure.

6. Robotics, intelligent systems and aircraft armament

Multi objective optimisation of the dynamic behavior in robotics

[1]Olaru Adrian, [2]Olaru S., [3]Mihai N., [4]Smidova N.
[1]University Politehnica of Bucharest, [2]METRA, Bucharest, Romania
[3]TECHNOACCORD INC., Laval, Canada
[4]TUKE, Košice, Slovakia

In the paper will be shown the complex matrix form of the active forces and moments in the robot's joints, the mathematical models for the inertial tensors for different form of the robot's body and the proper algorithm to establish the best case between some studied cases when were changed: the movements – simultaneously, successive or combination of them; the dimensions of the bodies; the constant velocity of each trapezoidal characteristics; the acceleration and deceleration time. The mathematical matrix form of the active forces and moments equations were transposed in to the virtual LabVIEW instrumentation with the goals to obtain some characteristics of the active forces and moments variation vs. time in each joints of the robot, in the cases when were changed some functional or constructive parameters. In controlling the movements of the end-effector and joints of a manipulator in the workspace, an important problem is to identify the joints' best relative displacements to assure extreme precisions for the end-effector movements. Applications where multiple manipulators with a common controller are to be controlled in 3D space are more challenging compared to single robot control since the movements of the end-effectors of all robots must be determined using complex forward (FK) and inverse kinematics (IK). In this paper, to solve the inverse kinematics problem in robots with redundant chains, a hybrid method that combines the convergence process through proper Iterative Pseudo Inverse Jacobian Matrix Method (IPIJMM) with the filtering of the errors by the Bipolar Sigmoid Hyperbolic Tangent Neural Network Method with Time Delay and Recurrent Links (BSHTNNM-TDRL). We have presented mathematical models of forward kinematics of a system of multiple manipulators, as well as the developed proper iterative algorithm to obtain spatial conventional and unconventional curves in different Euler planes for a case study of three simultaneous robots movements with extreme end-effector precision of less than 0.001 mm. We have shown how a system of 3 robots can be considered as a single parallel robot structure with three independent robotic components. The presented method is a numerical iterative approximation technique equipped with an intelligent error reduction algorithm, and together with the employed Virtual Instrumentations (VI) can be generalized to other robots tracking any conventional and unconventional space curves.

Concept development of creating an intersectoral VAMP-laboratory on the basis of MAI

Akhmetova E.R., Danilevskiy A.A., Pashkov V.S., Guskov M.A.
MAI, Moscow, Russia

The virtual reality industry is rapidly developing, in various industries are increasingly emerging challenges in the field of VR-technologies, and experts who are able to solve them, are in demand not only in industry, but also in defense, the video game industry, education, health care. According to experts, by 2020, VR content companies will receive more than 50% of total revenue in the industry.

Technologies that simulate various technical or design processes are at the forefront of research in this area. VR-technologies are, perhaps, the most dynamically developing direction of IT, allowing not only to model numerically processes, but also to give their visual representation, and also to interact interactively with the projected object, regardless of its nature

Among VR technologies, there is a solution equally suitable for both engineering and education-the virtual reality laboratory is a unique format for work and learning.

VR-laboratory coupled with VR-class is a set of equipped workplaces with specialized SOFTWARE and trained personnel, including such areas as VR (Virtual Reality Virtual reality), AR

(Augmentation Reality-Augmented reality), project development and SOFTWARE, training and professional development in the field of VR-technologies.

Moscow Aviation Institute (MAI), United Aircraft Corporation (UAC) and the United Engine Corporation (UEC) need a more modern system that can not only meet new requirements, but also provide rapid adaptation to new processes with a low cost of change to improve efficiency in the face of increasing competition with constant optimization of processes.

The prototype of the developed concept was the profile laboratory of the Lockheed Martin Corporation.

1. Ilya Viger "Virtual reality in industry". The Magazine "Control Engineering". October 2016.

2. Kendall Russell "Lockheed Martin on Cutting Costs with Virtual Reality". Magazine "Via Satellite" 20.04.2017.

3. Butov R.A., I.S. Grigoriev. "Virtual and augmented reality technologies for education". The magazine "About the DOD". 24.04.2018

Development of a model of two-channel adaptive aircraft ejection device and its verification

Beklemishchev F.S., Alekseenkov A.S., Tikhonov K.M.

MAI, Moscow, Russia

The development of fundamentally new "controlled" (adaptive) aircraft ejection devices (AAED) requires a large amount of expensive experimental research and experimental work. The main objective of devices of this type is to ensure the safe separation of aircraft guided missiles (AGM) from the carrier aircraft (CA), taking into account the short duration of the launch process, a large spread of aerodynamic and inertial loads. These features bring to the fore the tools of mathematical modeling of the AGM bailout process and conducting a full-scale numerical experiment using the capabilities of computer technology.

Using mathematical models and simulation tools, it is possible to carry out a wide range of studies to analyze the influence of various factors on the start-up of the AGM and the operation of the AFED, including the analysis of possible emergency situations.

Currently, when modeling complex systems, integrated information technologies are widespread, which include both calculation modules and a visual interpretation of the results. The use of such technologies makes it possible to obtain information about the process under study not only in numerical and graphical form, but also in virtual reality mode. This allows you to increase the visibility and information content of research and is of particular importance when it comes to fast processes. In this regard, the development of a comprehensive mathematical model of AAED and the use of computer modeling visualization tools is an urgent and practical task.

In this paper, we consider the development of a mathematical model of a two-channel AAED with the inclusion of visualization tools: computer-aided design (CAD) and dynamic analysis software package (SP), which determine the mass-inertial and geometric parameters of the device and payloads, and take into account the aerodynamic characteristics of the AUR. To build a mathematical model, the dynamic simulation environment SimInTech is used, in which the executive part of the automated control system is implemented with a control system, for visualization - CAD SolidWorks and SP Euler. Using these tools, a simplified design of the AAED, a dynamic model of the AAED - AGM system, taking into account atmospheric parameters.

Based on the obtained simulation results, materials were prepared for further verification at the experimental stand.

Comparative analysis of electromechanical actuators with various types of ball-screw gears

Bolshakov V.V., Borisov M.V., Samsonovich S.L.

MAI, Moscow, Russia

In order to reduce the mass and cost of servicing the aircraft control system, in recent years there is a tendency to introduce EMA into the aircraft's drive systems, including EMA with ball screw gear. One of the limiting factors in this matter is the theoretical possibility of ball jamming in ball screw, despite the fact that jamming of these gears is not described in the specialized technical literature.

Improving reliability is mainly achieved through the use of additional reserve devices, for example, a screw with several nuts, which are driven by separate motors or a double screw with one electric motor and a differential mechanism.

The use of the above devices leads to complexity of the design, increase the dimensions and cost of the actuator.

Considering that jamming in ball screw can be caused by deformation of the screw, nut, or jamming of balls during recirculation along closed paths and bypass channel, an actuator design with a gear that converts rotational motion into translational, for which the indicated causes of jamming are excluded, is proposed. The exclusion of jamming causes is achieved by placing rolling elements (balls or rollers) in the nests of the separator, which also simplifies the manufacturing technology and gear cost.

However, it should be noted that the placement of the rolling bodies in the nests of the separator leads, firstly, to an increase in the length of the nut with the same number of rolling bodies relative to the ball screw with ball recirculation through closed paths, and secondly, to an increase in friction losses between the rolling bodies and a separator.

During the experimental researches, a comparative analysis of the EMA was carried out.

For comparative analysis, experimental studies of two actuators that differ only in the design of ball screw gears were carried out: the first actuator contains ball screw constructed according to the classical scheme with ball recirculation, the second drive contains ball screw with a separator. The screw pitch and the number of thread settings, the diameter and the number of balls for both ball screw gears are the same, they have the same gear ratio.

The experiments showed that both actuators have almost the same kinematic, load and amplitude-phase frequency characteristics. Thus, the developed design of ball screw with a separator is considered to be an import substitute for an expensive and less reliable ball screw gear with ball recirculation.

Architecture of the decision support system for solving problems of 4-D navigation

Budkov A.S., Neretin E.S.
MAI, Moscow, Russia

The work is devoted to the analysis of problems in the implementation of the four-dimensional routes of civil aviation, as well as the development of the architecture of a decision support system to simplify the decision-making procedure in emergency situations during flight operations.

Over the past decades, a number of certain improvements have been implemented in the air navigation infrastructure, however, a significant part of the global air navigation system is still limited by the conceptual approaches that appeared in the twentieth century. These legacy aeronautical capabilities limit airspace throughput.

To solve these problems, a comprehensively agreed global air navigation system is needed, which is based on modern, performance-based procedures and technologies.

As a result, in order to realize the possibility of implementing a global coordinated air navigation system, a plan was developed that defines the main directions of development and stages of implementation of the necessary technologies for all participants in the system in the form of the so-called block modernization methodology of the aviation system.

To achieve the goal set by the world community, it is necessary to modernize not only the ground-based air navigation infrastructure, but also the modernization of existing avionics systems. One of the main airborne systems that fly the aircraft along a given route is the flight management system. It must first of all be able to support flights along four-dimensional trajectories.

But, at the same time, the constant growth of the functionality of on-board systems leads to the need for the crew to analyze more information, which complicates the decision-making process in any emergency.

Thus, the proposed decision support system implies its integration into the on-board flight management system as a separate software module. Also, the developed system architecture for solving the problems of four-dimensional navigation implies the modernization and adaptation of the

current algorithms for finding the optimal route, which in turn will allow for continuous trajectory analysis, to search for the best solution for each specific situation.

Head-up display architecture development for perspective civil aircraft

Vorontsov T.P., Chufirin V.A., Diachenko S.A.
MAI, Moscow, Russia

Today, there are trends of aircraft avionics functionality expansion with a decreasing in weight and size. This goal can be reached by using of modern ways in the avionics design. For example, by means of integrated module avionics (IMA) concept application.

The IMA concept application during avionics design allows to flexibly include new systems as a part of onboard equipment complexes. One of a such system is head-up display (HUD) that allows pilots to read primary flight and navigation information without eyes refocusing from the external environment to the multifunctional displays on the instrument panel. It projects information on the special transparent screen (combiner) placed between pilot's eyes and cockpit windshield. Thus, the usage of HUD allows to reduce the crew workload and decision-making time in critical situation that especially important during the takeoff and landing.

The purpose of this paper is development of the HUD architecture designed in accordance with IMA concept that allows to significantly reduce the system's weight and size, time expenses for the aircraft development, testing and certification and its operational cost.

The developed architecture includes:

• Waveguide HUD;
• Central processing unit issuing information from the aircraft systems;
• Display system processing unit generating a resulting display format;
• Ambient light sensors issuing the information about current ambient light level;
• Enhanced vision system generating the external environment image based on data received from infrared onboard cameras;
• Synthetic vision system (SVS) generating three-dimensional model of outside environment based on digital onboard databases of relief, obstacles and airports infrastructure;
• Onboard data server containing SVS databases;
• Control panel allows to adjust the HUD's format parameters.

The developed architecture matches with the requirements of the main standards for civil aviation equipment development (e.g. DO-315B, DO-297, etc.).

About features of the shape of the GLONASS spacecraft attitude determination system based on the use of astrooptical equipment of the ILNLS

Galikhanov N.K.
MAI, Moscow, Russia

In the context of the growing needs of GLONASS users, there is an increase in the requirements for the GLONASS system. A significant indicator of the achievement of the activities of the Federal Program "Maintaining, developing and using the GLONASS system for 2012-2020" is the user positioning error in real time, which depends on the accuracy of the ephemeris and the clocks of spacecraft (SC)[1]. The accuracy of the SC ephemerids processing and prediction substantially depends on the magnitude of non-simulated accelerations that arise, first of all, due to errors in the operation of the onboard attitude determination and control system (ACDS).

The development of precision ACDS is needed due to the stricter requirements for the attitude control error, which for a new generation GLONASS SC should not exceed 0.25°[2]. An essential contribution to the accuracy of the attitude control error is made by the attitude determination error (up to 30%). In this regard, the problem of developing the shape of attitude determination system (ADS) of a new generation GLONASS SC becomes especially relevant.

The appearance of the inter-satellite laser navigating link system (ILNLS) terminals, which have a photosensor, in the onboard equipment of the new generation GLONASS SC, made it possible to use them as a high-precision ADS device of astrooptical measurements. The tightly coupled architecture of ADS based on integrating astrooptical measurements of ILNLS terminals and miniature inertial

measurement unit is given. A three-stage algorithm for high-precision attitude determination of the new generation GLONASS SC was developed, which differs from the known composition of the specified parameters. In addition, the staged evaluation makes it possible to reveal the ambiguity of determining the quaternion of the SC attitude.

The simulation results of the developed ADS work are presented. It has been established that the marginal SC attitude determination error does not exceed ±0.01° in the simulation interval, including special parts of the orbit. Recommendations for use of the developed ADS are given.

References:

1. FP “Maintaining, developing and using the GLONASS system for 2012-2020. General indicators”: apr. dec. of the Government of the Russia of March 3, 2012 No.189. URL:http://federalbook.ru/files/OPK/Soderjanie/OPK-9/V/Glonass.pdf

2. Kosenko V.E., Fatkulin R.F. [et al.] Precision space platforms for navigation spacecraft//High technology.2017. – Vol.18. No.12. – p.5-8.

Development of a flight support system based on flight manual

Glushankova V.I.

MAI, Moscow, Russia

Under existing conditions, when the amount of information entering the cockpit is constantly increasing, there is a need to use special means on board a manned aircraft, allowing, on the one hand, to help the pilot make decisions in emergency flight conditions, and on the other, to increase the degree automation and reliability of the ergatic system "aircraft pilot". The implementation of such tools is based on the development of on-board expert systems. Various approaches to the creation of such systems were analyzed. To date, among the works devoted to pilot support systems, there is no system based on the flight manual – the main document that defines and regulates the rules for aircraft flight operation. To implement such a system, a structure is proposed that includes a knowledge base, a unit for identifying the current situation, a unit for generating recommendations to the crew and interface. The knowledge base, in turn, includes a constant and a variable part. The permanent part is formed on the basis of the operational and technical documentation for the aircraft and contains dynamic restrictions, signs of a change in flight modes and the occurrence of special situations, as well as recommendations aimed at preventing critical conditions. The variable part is formed on the basis of the flight task and contains a flight plan specifying the sequence and conditions for the execution of typical modes in a particular flight. The problem of implementing the permanent part of the knowledge base is that extracting from a poorly structured flight manual text of productions of the type: if “Situatio”, then “Recommended Action” and their algorithmic representation is a rather difficult task. Based on the analysis of the structure of information contained in the flight manual and the form of its presentation, a scheme is used as a pilot support system based on flight manual, involving the combined use of various mechanisms to recognize current flight information and formulate recommendations: production rules, fuzzy conclusions, statistical conclusions.

Determination of the dependence of the increase in the backlash of the kinematic chain of the reducer of the rotary-drive device from the time of exposure to atmospheric factors

Goryunov R.V., Samsonovich S.L.

MAI, Moscow, Russia

To evaluate corrosion, it is proposed to introduce into the mathematical dependence of the kinematic accuracy of the reducer a parameter characterizing the corrosion loss of the metal. Based on the results of empirical studies of the Russian Academy of Sciences, collected in GSSSD 152-90, the norms of metal corrosion losses are determined and an updated method for calculating the kinematic accuracy of the reducer taking into account the effects of a corrosive medium is obtained.

The analysis of the influence of atmospheric corrosion factors is carried out, which allows predicting the corrosion loss of the metal and the corresponding kinematic accuracy of the reducer, depending on the location of the object and the duration of the object under the influence of

atmospheric factors. As a result of modeling the kinematic accuracy of the drive gear, the dependence of the kinematic accuracy on the time of exposure to atmospheric corrosion factors is obtained.

To confirm the simulation results and develop recommendations for the restoration of kinematic accuracy, the actual value of the kinematic accuracy of the reducer on the object was measured. The measurements were carried out by applying half the moment to the input gear wheel of the reducer in the forward and reverse directions. An indicator was installed in the window of the output gear wheel to measure the displacement of the azimuth plate relative to the output gear, on the driving coupling half mounted on the input gear, the difference in position of the input gear was measured at its two positions. The values obtained as a result of the measurement by reducing the reduction axes to rotation axes made it possible to establish the actual value of the kinematic accuracy. The obtained experimental value is in the range of calculated values, which indicates the adequacy of the constructed model, the method for calculating the kinematic accuracy, as well as the correctness of the applied methodology for calculating the values of the metal corrosion losses.

It has been established that a prolonged exposure to atmospheric conditions and atmospheric corrosion-induced loss of metal is predicted, and a change in kinematic accuracy can be taken into account during operation. However, significant changes occur during the first 15 years and minor in subsequent years.

Systematization of control techniques for two-phase brushless DC Motor with four-sectional winding

Dunich E.A., Krivilev A.V., Penkin S.S.
MAI, Moscow, Russia

Two-phase BLDC motors are interesting because the phases due to their perpendicularity are (ideally) inductively independent (there is no influence one phase on the other). Axis magnetic induction vectors are formed by each phase individually, due to it more advantageous conditions are made for steering, especially in positioning systems.

Systematization of winding section connection techniques to the power supply, which enables to count their cross-influence and contribution to the electromagnetic torque production, and to compare between them by static motor's characteristics, is required.

The proposed systematization is based on the sectional approach [1]. The techniques are distinguished by participation of the phases and winding sections in armature base magnetic vector forming during the intercommutational interval. A matrix is composed, therein following techniques are depicted: "a phase is active" – all its sections are connected to the power supply and participate in the armature magnetic field production; "a phase with passive section" – one of its sections is not connected and does not produce the field; "a phase is inactive" – the whole phase is not connected and does not produce the field; "section counter-connection" – the power supply current flows through the sections in opposite directions, and the whole phase does not produce the magnetic field. Lines contain statuses of one phase, columns – the other, so each cell signs a certain technique.

All the techniques are placed in a table. For each of them a number and name is defined and mathematical description of base vector set on the electrical period is obtained.

Application of the proposed systematization has enabled to find common number of techniques and select of them ones giving maximal possible electromagnetic torque, ones producing less torque together with greater power consumption and also ones giving zero torque. Thus, techniques equal by physical processes and as follows, static characteristics, are discovered.

By the projecting process, the proposed systematization will enable to select steering a technique for a certain problem solution by required static characteristics.

References:

1. A.V. Krivilev, E.A. Dunich, S.S. Penkin, Sectional approach to researching of two-phase BLDC motor (A.V. Krivilev et al 2019 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 537 062093); https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/537/6/062093/pdf.

Verification automation of cockpit display systems software for perspective civil aircraft

Diachenko S.A., Mamkin E.M., Krytsin A.V., Ilyashenko D.M.
MAI, Moscow, Russia

One of the key stages in the software development of civil aircraft onboard systems is verification. This process ensures the identification and registration of errors that may have been made during coding.

The onboard systems software verification is quite durable process. Thus, it is necessary to reduce the time spent on verification due to the limited time for modern civil aircraft development.

The goal of this work is software development with help of automation tools which also allow to reduce the total cost of the mentioned process and influence of the human factor during testing.

This paper describes the development of the software automating the cockpit display systems verification for perspective civil aircraft. The developed software provides recognition of crew alerting text messages that calculated by flight warning system. These messages are displayed on multifunctional displays and provide the notification for the crew about onboard equipment failures or its incorrect operation.

The input data for the created software are:

• Expected results array specified by the verifier before the testing start (it contains a list of messages that should be generated by the flight warning system);

• A photo of the display format with messages (the image is obtained via web-camera).

As a result, the software generates the recognized messages array and compares it with the expected results array.

The developed software provides the recognition of textual information with of 97.19% accuracy, as well as the messages color determination accuracy is 98.26%.

Usage of the described software is able to significantly reduce the verification time of display formats containing text data. Globally, reducing of the verification time leads to time limit for aircraft production and speed up certification processes to provide competitive advantage while producing aircrafts.

The concept of formation of the image of the monitoring system of the technical condition of the fleet of guided missiles

[1]Zakharov I.V., [2]Trubnikov A.A., [2]Reshetnikov D.A.
[1]MAI, Moscow, Russia
[2]Ryazan Design Bureau Globus, Ryazan, Russia

Delivery of modern weapons in the framework of the state defense order to the armed forces of the Russian Federation involves increasing the responsibility of the defense industry for the quality of products.

The experience of aviation in modern local conflicts shows the increasing role of guided missiles. They are the most massive and the most complex objects of aviation weapons. At the same time, the increase in combat capabilities of aviation is accompanied by a significant complication of the nature of military professional activities of specialists of the engineering aviation service. This is due to a multiple increase in the processed information in the current system of technical operation of missiles, while reducing the time allotted for information processing and decision-making.

One of the elements of the unified information space for the life cycle of aviation equipment is the system for monitoring the technical condition of the missile fleet. The monitoring system is a spatially distributed system of a complex hierarchy of software and hardware on the basis of existing and future automated control systems integrated into a single telecommunications network.

Building a monitoring system involves the implementation of a number of concepts. The concept of end-to-end modeling of technical operation and combat use includes a set of techniques and algorithms for assessing the impact of the current technical condition of missiles on the results of their combat use. The concept of conscious observation of the evolution of the technical condition of the missile fleet determines the impact of the processes of technical and flight operation, as well as factors of negative environmental impact on the technical condition of the missile fleet. The

implementation of these concepts is based on the use of database management systems and models of degradation of the technical condition of missiles.

Model-based design concept implementation in aircraft onboard indication systems software development

Ivanov A.S., Neretin E.S., Lunev E.M., Iliashenko D.M.
MAI, Moscow, Russia

Modern aircraft onboard indication systems, which include control panels, annunciators and electronic displays, perform a significant number of functions. This leads to increasing of software size. In this regard, it is necessary to apply new technologies for its development. One of the most promising technologies is the model-based design concept. In this case, some development processes, such as the development of software architecture, the development of low-level requirements, the low-level testing and others are performed in a unified environment which is based on models. Manual coding is replaced by the development of models in an intuitive graphical language. Built into modern commercial products code generators for model-oriented development allow to generate source code directly from models in an automated mode.

Also, in case of model-based design concept implementation in aircraft onboard indication systems software development an additional advantage is provided. The possibility of prototyping at specialized benches with the flight crew participation in order to take into account their requirements to a indication logic is appeared. At the same time, testing at the prototyping bench provides the ability to conduct simulation in order to find the optimal solutions for using in addition to testing of functions that will be implemented. For example: implementing different types of control panels or different indication logic and to approve only one version after estimation by the flight crew.

So, the use of a model-based design concept leads to significantly reduction the cost and time expenses of aircraft onboard indication systems software development.

Analysis of onboard information complexes development for civil aircraft

Kazakov S.O., Diachenko S.A.
MAI, Moscow, Russia

Today, the main direction of civil aviation development is the increasing of the passenger traffic safety. Achieving this goal is possible, in particular, by reducing the human factor in making critical decisions by providing the crew with the necessary data in each specific situation, which is the task of onboard information complexes (OIC). OICs collect, process and manage information issued to the crew from aircraft systems, ground-based air traffic services and others. The result of modern OICs operation is the output of information relevant to the current flight conditions in heterogeneous form (indication, voice and tactile signalization).

However, the technologies development allows to increase the OIC computational ability level while reducing overall weight-size characteristics, which makes it possible to expand its functionality. Among the perspective areas of OICs modernization in civil aviation is the intelligent analysis of flight situations. To conduct such an analysis, it is necessary to structure and process huge amounts of data on board in real time with the subsequent identification of existing trends.

Today, big data technologies in aviation are used by ground services to solve the problems of air traffic organization, by airlines to optimize the profitability of flights, etc. However, there are no examples of their use directly on board.

Further development of the OIC is aimed at performing a situational analysis using big data technologies to issue the crew the best options for problem situations solving that have arisen, as well as predicting them.

Competition in the civil aviation market contributes to the OIC development in terms of increased safety ensuring and reducing the human factor impact in critical situations.

Research of a gas-dynamic drive with cross-flow fan and electric control drive

Kuteynikova E.N., Samsonovich S.L., Lalabekov V.I.
MAI, Moscow, Russia

In patent [1] a new functional scheme of a gas-dynamic drive is presented, it includes a cross-flow fan that is located on the shaft of a electric control drive, air duct, inlet and outlet channel. The control in the suggested design is carried out by regulating the rotational speed of the electrical drive and cross-flow fan, which changes drag and the thrust vector of the outcoming flow. There are 3 modes dependent on the speed of the free stream.

Since the aspects of such designs and implementations were partially covered in Russian technical literature, it was necessary to research the whole drive design including its static and dynamic parameters.

To conduct such a research based on the laws of mass and gas conservation, on the balance of forces in the executive power unit that are determined by the ordinary differential equations, a mathematical model of a gas-dynamic drive was created. There were the following tasks during the model examination in MATLAB Simulink:

1. Drive's performance estimation within low free stream speeds that is dependent on electrical drive's capabilities (compressor mode);
2. Performance checks on different free stream speeds (combined mode);
3. Evaluation of the usage possibility of such design in generator mode.

The results have proven the suggested gas-dynamic drive to be reliable and that it is possible to use such a design in generator mode.

The suggested mathematical model provides the means to solving the analysis and synthesis tasks and covers all suggested working modes of the drive.

References:

1. Samsonovich S.L., Fimushkin V.S., Nikanorov B.A., Kutejnikova E.N. i dr. Patent RU №2634609. Sposob upravleniya bespilotnym letatel'nym. apparatom i blok rulevyh privodov dlya ego osushchestvleniya .Published 01.11.2017.

Research of gas-hydraulic control actuator with and without taking into account the dependence of load rigidity from SPRE pressure

Lalabekov V.I.
MAI, Moscow, Russia

In work [1], research results of interaction of gas-hydraulic control actuator (GHCA) with effective load – swiveling nozzle – connected with solid-propellant rocket engine (SPRE) housing via flexible joint (FJ) is presented. It is demonstrated that there is inverse relation between FJ and gas pressure in SPRE.

Combined mathematical model which allows to investigate the processes in «SPRE-GHCA-FJ» interconnected system is developed; FJ rigidity is described with two different ways: as constant and as function of gas pressure in SPRE.

It is demonstrated that rigidity changing from maximum to minimum value in launch part in pressure increasing and form minimum to maximum value after engine operation ending in pressure decreasing part do not lead to proportional changing of actuator's servo units (SU) output signal amplitude. Load rigidity increasing to 10% leads to decreasing of SU's rod periodic movement amplitude to 4.5%.

Mitigation of SU's rod output signal reaction to FJ rigidity increasing and load increasing to SU is caused by accumulative action of solid-fuel gas generator (SFGG) gas volume and by gas volume of displacement gas-hydraulic transducer (DGHT) of power supply source of GHCA.

Results of mathematical modelling confirm the expediency of application of GHCA including to SPRE with controlled swiveling nozzle and FJ in power link of power supply source which consists of SFGG and DGHT with displacing supply of hydraulic fluid to SU due to damping property of gas volume.

Developed mathematical model could by recommended in analysis and parametrical synthesis of GHCA and SPRE in stage of design works to create perspective products.

References:
1. Konstantinov S.V., Lalabekov V.I., Obolenskiy Yu.G. Mathematical model of gas-hydraulic swiveling nozzle control actuator of solid fuel propulsion system with flexible joint. Aviation equipment, №2, 2019, p. 49…54.

Control system development for changing the connecting cable's length between an unmanned aerial vehicle and a ground wheeled robot during their joint inspection of the aircraft surface

Lelkov K.S., Nikitenko I.A., Ivakin M.V.
MAI, Moscow, Russia

Currently, the research department 305 of the Moscow Aviation Institute is developing a robotic complex consisting of a unmanned ground vehicle (UGV) and an unmanned aerial vehicle (UAV) of a helicopter type. The complex is designed to conduct a joint inspection of the aircraft's outer surface at the airfield parking field [1]. Both robots are equipped with technical vision tools that can detect defects on the surface of the aircraft.

According to the flight safety requirements at the aerodrome territory, the UAV must be connected to the UGV with a cable that will prevent the UAV from flying into the prohibited areas in case of emergency. In addition, to prevent a UAV collision with a serviced aircraft, it is necessary to minimize the time spent by a flying robot directly above the aircraft fuselage.

To fulfill these requirements, as well as to increase the accuracy and reliability of the robotic complex, it is proposed to provide a mode of joint navigation of the UGV and UAV, that is, to create conditions for the simultaneous operation of both robots in the same coordinate system, rigidly attached to the served aircraft. Despite the fact that each robot has its own navigation system, the presence of a flexible connection between UAV and UGV allows us to get additional a priori information about their relative position. This information is used to correct the navigation systems of both robots. A mathematical model of the winch control system that regulates the change in the cable's length, with the dynamic effects on the cable from the UAV in the main flight modes, is developed. For these modes, the results of system simulation are presented.

Functional hazards assessment of an integrated flight control system validation using model-based design

Lituev N.A., Savelev A.S., Olidaev E.V.
Irkut Corporation, Moscow, Russia

Nowadays, due to the MC-21 project approaching certification phase more tasks connected with safety documentation release are conducted. The Functional Hazard Assessment (FHA) is one of the main safety documents.

The FHA is the beginning of the safety assessment. Requirements for the development assurance level (DAL) are formed depending on the expected severity of a failure. Requirements for the component independence are based on the DAL and affect the cost of the project.

An incorrect assumption of the fail severity leads to two situations:

• The product satisfies safety requirements, but inadequately expensive;

• The product does not satisfy the safety requirements.

The research contains the use of the model-based design (MBD) methods for the FHA requirements for the integrated flight control system (IFCS) validation.

The MBD involves mathematical models of different systems working together. Moreover, these mathematical models are usually developed at different level of complexity.

Simulink was chosen as a basic development environment. Scenery visualisation and indication simulation were developed with the help of Qt frameworks. This tools were connected to Simulink via Universal Datagram Protocol (UDP), which does not affect the speed of modelling. The communication between pilot control units emulators (joysticks) was built using the FlightSim drivers. The modelling system was configured to perform simulation in both real and accelerated time.

Real-time modelling allows to conduct the FHA on an engineer's desk because above-described modelling tools provide overall impact of a failure on the safety from a pilot's viewpoint. During this process It is possible to quickly change the algorithms and configuration of the IFCS. There is no need in charges for preparing the software for the target control unit.

Modelling in accelerated time allows to perform validation connected with large quantities of initial conditions. If test vectors are prepared correctly there is no need to control the process of modelling.

As a result, the implementation of the MBD for the FHA requirements validation at early stages of product development gives engineers clear idea of consequences of failures and allows them to perform full safety design with no inadequate charges.

The research of unmanned aircraft evasive maneuvers from attack by enemy aircraft on the basis of the game approach

Lyapin N.A.
MAI, Moscow, Russia

Actual level of unmanned aerial vehicles development allows us to consider them as an effective tool for solving a variety of civil and military tasks (primarily reconnaissance and strike). At the same time, one of the most important problems associated with the combat use of unmanned aerial vehicles remains to ensure their high survivability in organized counteraction conditions, the source of which can be both ground-based air defense and fighter aircraft (manned or unmanned). For this reason, the study and optimization of unmanned aerial vehicle evasion maneuvers from an enemy air attack remains relevant.

In the article on the basis of game approach the algorithm of the unmanned aerial vehicle trajectory guaranteeing management providing its evasion from attack of the air opponent is offered. The study of unmanned aerial vehicle maneuverability tactically significant indicators influence on the effectiveness of the evasion maneuver. The results of simulation, demonstrated the influence of unmanned aerial vehicle maneuvering capabilities on achievement a positional advantage in order to solve the problem of evasion from enemy air attack, are presented.

A series of computational experiments, whose results allow to assert that the use of the developed algorithm to guarantee control regardless of the relative initial state target UAV (Unmanned Aerial Vehicle) and UAV-interceptor with the comparability of their maneuvering capabilities in 73 % of cases provides the positional advantage of the target UAV, the UAV position relative to the interceptor makes inefficient use of the latest posted guided missiles, are performed. Note that the increase in the values of tactical indicators that reflect the maneuverability of the attacked UAV compared to the enemy, leads to the fact that in all cases, regardless of the initial position of the attacked UAV relative to the UAV-interceptor, it is ensured that it is brought beyond the zone of possible launches of guided missiles.

Aircraft active sidestick control simulation results

Makarin M.A.
MAI, Moscow, Russia

The creation of an active aircraft sidesticks is a priority direction in modern flight control systems development, which can improve flight safety, cockpit ergonomics and reduce the overall dimensions of control levers.

The analysis of designs of existing sidesticks indicates that their development goes from passive ones built on the basis of mechanical springs and dampers to active ones using actuators.

The activesidestick operation was simulated in MATLAB environment using the Simulink, Simscape and SimMechanics, SimPowerSystems libraries.

The model implements the following algorithms for the joint operation of two sidestisck:

The manual control algorithm "Spring with damper", which provides the creation of a counteracting force on the stick, depending on the magnitude and speed of its deflection. The model provides for the possibility of correction break points and slope of loading characteristic sections, as well as speed damping correction

Algorithm "Autopilot" – both sidesticks synchronously fulfill the position set from the on-board control system At the same time, if any of the pilots applies a force exceeding the set threshold to the stick, both sticks sets into manual control mode. The same thing happens when the “Modes” switch is turned to “Manual”.

To simulate the situation when in the manual control mode, despite the intervention in the control of the 2nd pilot, the 1st pilot tries to keep the stick in the position that he considers correct, a block for preserving the position of the stick specified by the 1st pilot is added to the model. When this unit is connected, the 1st pilot sets the position of the stick, and its force is automatically generated so that the stick is set to the specified position.

The simulation results showed that a complete transfer takes 0.32 s at a speed of 93.75°/s, which is three times more than maximum required transfer speed. The phase delay is 11° for a given maximum of 25°.

In manual mode, with a pilot force of 100 N, the actuator provides a counteracting torque of 22 Nm. In this case, the electric motor develops an electromagnetic moment of 0.94 Nm, which is correct for continuous operation of the motor.

The results showed that the developed model fully describes the operation of the sidestick and the characteristics are adequate to the requirements for active sidesticks of the aircraft.

The usefulness of information in solving the search problem of the ground objects

Mikhailov N.A.
MAI, Moscow, Russia

The search resources own a certain amount of important information about the search problem being solved: type of search object, zone of possible search, observability in the search area, reliability of the presence of the search object in certain areas of the search area, etc. Depending on the availability and accuracy of the available information, various search strategies are used: continuous search, random search, secondary search, etc. It was previously shown that taking into account the observability of the ground object in the secondary search can significantly increase the search efficiency in some cases. The proposed approach is based on the calculation of the information entropy H(P) – a quantitative estimate of the uncertainty of the presence of an object in a given region by the Shannon method. This entropy estimate has the symmetry property, i.e. with the same observability, but with different reliability of the presence of P1=0.1 and P2=0.9, the amount of uncertainty will be the same H(P1)=H (P2)=0.47. Nevertheless, for the search problem of the ground objects, it is preferable to direct the search forces in the area with greater reliability, for this it is necessary to introduce the function of significance information Isig. The author proposes to take as a basis the Shannon estimate, on the interval (0..0.5] for P the Isig evaluates like H(P), on the interval (0.5..1): Isig consist of the maximum uncertainty of the presence H (0.5) and the amount of useful information contained in the reliability for P greater than 0.5.

Computer simulation of the search process when entering the function of significance information in the criterion for path planning, in a number of cases showed an increase in efficiency up to 20%.

UAV flight altitude selection algorithm for monitoring the fire situation

Mokrova M.I.
MAI, Moscow, Russia

This paper describes the algorithm for selecting the altitude of an unmanned aerial vehicle (UAV) equipped with a synthetic vision system intended for the search of people, machinery, and other objects in a wildfire. Above a fire site where a UAV and its SVS comes under the impact of fire and smoke factors, the efficiency and safety of the UAV flight may vary, depending on the flight altitude. Let us assume that the SVS of a UAV can identify upper limit boundaries of fire and smoke at relatively short distances to a local area of interest (within a range of hundreds of meters), that is, it can specify fire condition parameters.

The selection of the optimal flight altitude is carried out in accordance with the minimum of total losses. Total losses are understood as losses associated with UAV flight safety, as well as losses due to missed targets when flying at higher altitudes. To determine the level of losses at a given flight

altitude, the this paper describes proposed UAV flight safety models and observables of objects of interest. The described models are dependencies on coefficients determined on the basis of fire condition parameters, such as flame level, amount of smoke, air humidity, type of underlying surface. The algorithm for selecting the optimal UAV flight altitude in accordance with the minimum of total losses includes:

1. Assignment of loss ranking;
2. Assessment of parameters of UAV observability and flight safety models;
3. Calculation of the value of total losses for various heights;
4. The choice of the optimal flight altitude of the UAV in accordance with the minimum of total losses.

A computer simulation of the algorithm for choosing the optimal flying height of the fire sites was carried out. When comparing the simulation results, the proposed approach showed a decrease in average losses compared to flying at a constant height.

Using semantic descriptions to locate an unmanned aerial vehicle

Pindiurina M.O.
MAI, Moscow, Russia

The purpose of this work is to increase the accuracy of determining the location of UAVs by using semantic descriptions of reference and current scenes. Such a representation of images will increase the stability of the algorithm for solving the navigation problem to various destabilizing factors.

Currently, when solving visual navigation problems, the most common approach to detecting and recognizing individual objects or scenes is to use raster descriptions. Correlation comparison of raster descriptions provides high accuracy in conditions close to the reference. However, under real conditions, when the observation conditions change, the characteristics of the landmarks will also change, which will lead to an increase in detection errors. In the work, instead of a raster, it is proposed to use a semantic description of the reference scene, which allows identifying the observed area.

It should be noted that the formation of object or semantic descriptions of various images is a problem that is actively and successfully solved. However, some studies have shown that existing approaches are not flexible enough for use in conditions of severe operational uncertainty, therefore, the application of a semantic approach for describing current conditions is proposed. In this case, an analogue of the semantic description is formed - a vector of attributes. The proposed scene description structure consists of descriptions of landmarks and their relationships. Moreover, the used set of attributes can be expanded if necessary. For example, visual attributes can be added that contain sets of “reference” values of the visual attributes of an object – the distribution of brightnesses, textures,etc.,which will allow the reference image to adapt to changing current conditions. The description of relations contains three fields: “Type of relationship”, its “Value” and “Objects of relationship” – pointers to the objects that this relationship connects. Some attributes of objects and relationships are soft concepts. Due to this, the invariance of the descriptions to change the angle and scale, as well as resistance to inaccurate description or shape distortion is achieved.

In this paper, it is shown that the semantic description of the scene proposed as an alternative, including descriptions of objects, attributes and relationships, satisfies the conditions of: compactness relative to the raster; resistance to changing observation conditions; resistance to partial obstruction.

The research of torqual rigidity of harmonic gear with intermediate rolling bodies

[1]Podshibnev V.A., [2]Samsonovich S.L., [1]Abdulin R.R.
[1]Avionica JSC, [2]MAI, Moscow, Russia

One of the main parameters of actuators of drive systems that affect their dynamic characteristics is the rigidity of mechanical gear. Insufficient rigidity or its periodically changing value can lead to the occurrence of self-oscillations, vibrations of the output shaft of the actuator.

It is known that harmonic gear with intermediate rolling bodies (HGRB) has the best mass-dimensional characteristics compared to other known types of mechanical gears, and can also serve as a reference device when choosing a kinematic with the separator stopped.

However, a feature of the force interaction of HGRB the is a periodic change in the pressure angles of the contacting elements, which affects the static and dynamic characteristics of the HGRB, including torsional rigidity.

To assess the influence of the relative positions of the HGRB elements, experimental stands have been developed to determine the torsional rigidity of the HGRB both in the gear mode and in the multiplier mode for different angular positions of the wave former relative to the rigid wheel for two sizes of wave reducers, which consist of: one – from a single-stage four-row harmonic gear, and the second from a two-stage two-row harmonic gear.

The experimentally obtained load characteristics determined torsional rigidity of these mechanisms. Revealed its periodic nature. The dependences of the period and relative amplitude of torsional rigidity pulsations on the gear ratio of are determined.

The results obtained allow to develop a refined dynamic model of HGRB, reflecting the change in torsional rigidity of a mechanical gear, and more fully describe the dynamic characteristics of drives based on HGRB.

The rational targeting point disposition computing for unmanned aerial vehicles attacks on ground targets substantiation method, based on the theory of risk assessment

[1]Rybalko A.G., [1]Ananyev A.V., [2]Goncharenko V.I.
[1]MESC AF "Air Force Academy", Voronezh, Russia
[2]MAI, Moscow, Russia

The method allows to carry out the tasks of the following application planning small-class unmanned aerial vehicles (UAV SC), weapons – free-falling unguided containers (SNK), filled with small calibre, used to cause damage to easily invulnerable ground objects. Specificity of SNK application is in its discharging from the carrier like large-calibre ammunition's discharging, which requires special attention to the targeting point disposition computing.

Existing targeting point disposition computing methods are based on the probabilistic approach, and assume targeting at the geometric center of the complex ground object, or numerous targetings on each separate target. When UAV SC and SNK UAVs are used these methods are not applicable. Consequently, the results obtained from the evaluation of the effectiveness of the use of the UAV SC and the SNK using existing methods will not be fully credible.

Substance of the developed technique:

• Decomposition of the ground target on n vulnerable zones, when the areas of these zones fill the total area of the object;

• Criteria selection of (the damaged units of vulnerable zones recovery time) and determination of indicators (labor required to replace units of vulnerable zones) of damage risk for ground target;

• Risk weights determining for each vulnerable area with means of expert assessment methods (Thomas Saati hierarchy analysis method);

• Probability determination hitting vulnerable zones with SNK, which takes into account targeting point disposition in range and direction and accuracy characteristics of UAV SC;

• The analytical expression of integral risk application (the first multiplier is probability of SNK , and the second one is risk weight factor for each zone) for risk value determination when targeting point shifted by one step;

• Creation of three-dimensional dependence of integral damage risk, caused by position of targeting point disposition in range and direction;

• Obtained results analysis and rational targeting point disposition computing according to given conditions.

Analysis of the results (surface extremum) obtained with the offered method showed the targeting point displacement from the disposition, which has been computed with the application of traditional probabilistic approach. At the same time, the integral damage risk increasement at this point was 35% relative to the previous one. Thus, rational targeting point disposition computing when MK UAV strikes ground object is substantiated.

Designing the fail-safe function of moving the active sidestick according to signals from the automatic flight control system

[1]Savelev A.S., [2]Neretin E.S.
[1]Irkut Corporation, [2]MAI, Moscow, Russia

Safety is the primary goal of civil aircraft developers companies. To ensure this, Special standards have been created for design. So each function of the aircraft should be evaluated in terms of the impact of its failure conditions on the aircraft, crew and passengers.

The development of control systems is expected in the use of active sidesticks. The key result of the introduction of active sidesticks should be the sidestick tracking Automatic Flight Control System (AFCS) function. This function will allow the pilot to be in the control loop during automatic approaches in the absence of visibility (category IIIb ICAO).

Preliminary Safety Assessment was carried out for the sidestick tracking AFCS function in the research. This assessment include Functional Hazard Assessment (FHA) and Failure Tree Analysis (FTA).

FHA has shown that the failure condition “Erroneous tracking AFCS sidestick” can lead to a catastrophic situation in accordance with Certification Specification. In this regard, its development should be carried out at the function development assurance level (FDAL) “A”.

FTA divided the budget of the “A” FDAL into components providing the function, and revealed that the required probability of item failure modes are achievable in the industry for both computers and mechanical units.

Further research requires an Common Cause Analysis in part of Common Mode Analysis, where safety requirements will be formed to confirm the independence of the causes of failures. Also will be synthesis of algorithm for the sidestick tracking AFCS function, validation of requirements and verification using bench and flight tests.

Active sidesticks are planned for certification on the MC-21. Based on the results of the bench and flight tests of the MC-21, it will be possible to conclude about the contribution of the role of active sidesticks during automatic approaches according to Category IIIb ICAO.

Development and research of an experimental design using SimInTech

Selivanova V.A., Beklemishchev F.S.
MAI, Moscow, Russia

Experimental studies are widely used at all stages of the development, production and operation of various automation equipment and information-measuring equipment that are part of aviation robotic systems. Possession of the basics of experiment planning using applied programs increases the efficiency of the researcher, making it possible to solve many practically important research problems with the least cost. In cases where the processes under study proceed under changing conditions and, therefore, depend on a large number of variables, it is necessary to apply experimental design methods that allow research to be carried out while varying the required number of factors.

This paper presents the sequence of development and study of the experimental design using the dynamic simulation environment of technical systems SimInTech. A numerical experiment was considered on the construction of a digital model of the electrical circuit of a dynamic system. In the process of calculation according to the given parameters (resistance, capacitance, inductance), the transient process time and the overshoot value are determined by implementing two automatic circuits: “Overshoot determination” and “Transient determination time”. To describe the processes occurring in the electrical circuit, a mathematical model in the state space is used. The overshoot value is determined by the reaction of the "State variables" block to a single input signal in the "Overshoot determination" circuit: for the calculation, the maximum and steady-state value of the output signal is necessary. The graph of the output signal in the form of a tabular file of two variables is transmitted for further calculation to the "Determination of the transition process" circuit. The obtained times are the values of the response function, which are used to calculate the coefficients of the factor model with the coded and natural value of the factors.

According to the sequence presented above, the models of the full factorial experiment and Box’s orthogonal central compositional plan were implemented. The flexibility of setting up the model in

the SimInTech system allows you to supplement the presented schemes for constructing other experimental plans.

Control objects simulation models in servodrive systems

Sinyavskaya J.A., Kornilov V.A.
MAI, Moscow, Russia

When carrying out design and development of servo systems, semi-natural modeling of these systems, implemented on the basis of semi-natural stands designed for experimental research in laboratory conditions, is important. Currently, a class of automated stands is developing rapidly, which allows implementing arbitrary laws of motion of the tested systems and control objects. The main problem in their implementation is an adequate imitation of the total moment of resistance of the control object using algorithmic, computational and electronic systems.

As an option for such a stand, an automated stand, consisting of a tested electric servodrive and a servodrive-simulator of the control object. This system can be defined as a synchronous information transfer system. The purpose of the functioning of the system is the synchronous implementation of the total moment created by the control object with a priori given laws of its motion. In the general case, the total moment of resistance includes the inertial component of the load, dissipative types of load – viscous and dry friction (model with stops), positional load, and external load. However, in the closed loop of the system, interference occurs during the synchronous reproduction of the required load moment - the presence of a stray moment of inertia of the rotor of the servodrive-simulator; dynamic braking effect of the servodrive-simulator motor; the action of frictional forces in the process of transmitting the required moment from the servodrive-simulator to the test drive; the presence of a temporary delay in the computing unit of the stand.

As an “analytical” method of interference compensation, an algorithm for changing a command signal to a servodrive-simulator is developed taking into account the components of compensating interference. “Structural” compensation is carried out by introducing feedbacks that encompass structural elements that are affected by interference. Such relationships are the current coupling of the drive-simulator motor and the torque coupling measured with a strain gauge mounted on a shaft connecting the drive under test servodrive and the servodrive-simulator.

Normativity analysis of spacecraft onboard computer cyclograms execution based on automated systems application

[1]Tabakov E.V., [2]Zinina A.I., [1]Kosinskiy M.Yu., [1]Shchelykalin M.Yu.
[1]Design Bureau “Mars”, [2]MAI, Moscow, Russia

This paper focuses on development of the application that simplifies the normativity analysis of onboard software operation with respect to normativity of onboard computer cyclograms execution, i.e. matching the program modules (PM) operation duration the nominal values.

During the spacecraft control system operation PM are executed in onboard computer accordingly to the defined cyclogram. Due to fact that the control system under consideration is a so called “hard” real-time system, its operation depends on the computer resources usage by PM.

So it is important to examine for compliance to certain criteria the duration of program components operation. Usually it’s done during the spacecraft telemetric information (TMI) analysis. As a result of this analysis we get tables of protocols with information about actual duration of PM operation compared with corresponding nominal values and also the data, that is the result of their analysis. Earlier the described above work (e.g.input data searching and preparation, its processing, obtained results analysis, documents creation) had been implemented manually, so that it took a lot of efforts and time.

Ubiquitous automation development successfully allows to simplify execution of such sort of analysis. Because of successful deployment of specialized informational system of tests automation (SoTA) around the enterprise we propose to develop an application for analysis of onboard computer resource usage and report documentation generation.

The proposed application is capable to interact with SoTA’s network resources for implementation of input data loading and preparation, achieved results recording and systematized storing. A text

conclusion for every PM is generated as a result of TMI processing and its comparison with technical documentation's data. Also the proposed application creates report documentation of the given format.

As a result, the developed application simplifies normativity analysis of spacecraft onboard computer cyclograms execution. In future it is planned to expand the list of automatically controlled onboard computer parameters with the help of solving rules apparatus.

On taking into account the parameters of the vibro dynamic state of aircraft installations on the functioning of the system

Tishkov V.V., Tikhonov K.M.
MAI, Moscow, Russia

To perform functional tasks on the aircraft, various aircraft weapons installations can be placed. Aircraft weapons installations can be removable and built-in. For removable installations, a fastening system is required: beam holder, adapter beam, pylon, etc.

For the successful use of aviation weapons, the control system must take into account errors that occur during operation. You can distinguish [2] informational, methodological, instrumental, ballistic, technical, etc. errors. Technical errors are associated with the peculiarity of the operation of aircraft weapons installations.

For example, if we consider the installation of aviation weapons as a mechanical system, then its research is not a trivial task.

Modern IT technologies allow the use of solid modeling systems, which make it possible to take into account the design features of the systems under consideration. Based on the solid-state model, a finite element model is created. The problem is solved using the finite element method.

First, the parameters of the natural vibrations of the structure are determined, and then the characteristics of the forced vibrations are calculated. Knowing the movements of the nodes of the finite element mesh, for example, one can predict the process of axis deviation from a given direction. This allows to take into account the influence of structural vibrations.

Application of machine learning techniques in the analysis of the technical condition and identification of failures of measuring instruments for GS of a GAW

Tupitsyn A.V.
MAI, Moscow, Russia

In the modern system of operation of high-tech guided aviation weapons of destruction (GAW), there are a number of techniques for monitoring the technical condition. Many of the existing methods require a reference product, a model of a reference product, or a model of the entire control complex. However, the implementation of models is not always feasible, since the developers of the model (in the case when it is impossible to obtain a model of the control object directly from the product developer), as a rule, can only have a general understanding of the control object (OK) device.

In conditions where it is not possible to develop a model of the control object or the structure of the control object is unknown, it is proposed to use a number of machine learning techniques (MLT), which are able to reproduce and simulate the result of the reference control object with very high accuracy.

To apply the proposed methods, it is required to develop and train algorithms. To train algorithms built on the basis of IMO, several samples of the results of OK testing are necessary:

- The result of the verification of the reference control object;
- The result of the verification of a working object of control;
- The result of checking the object of control, the state of which is close to malfunctioning;
- The result of the check of the faulty control object.

In addition to the opportunity described above to replace the OK model, similar algorithms make it possible not only to evaluate the current state, but also to generate a model of deterioration of the technical condition of the OK over time to predict when the state of the control object will become

critical and when the control object becomes completely faulty. Periodic repetition of control procedures using the proposed algorithms can improve the quality of forecast results.

Thus, the use of machine learning techniques in the analysis of the technical condition and identification of failures of GS GAW meters can improve the quality, reliability and accuracy of the obtained analysis results.

Competitive technologies in the study of educational robotics

[1]Fochenkov A.I., [2]Budnik A.A., [2]Sokolov I.V., [2]Gdansky N.I.
[1]MAI, [2]MSUTM, Moscow, Russia

Robotics is one of the most sought-after areas of scientific and technological progress, organically combining knowledge and skills in the fields of physics, mathematics, computer science, programming, microelectronics, modern information technologies and artificial intelligence.

Currently, there are two main approaches to the study of robotics at school: competitive robotics and STEM-robotics.

Competitive technology in the study of educational robotics is a tool that lays solid foundations of systems thinking. In practice, training in competitive robotics techniques includes:

• General familiarization with the main structural components of robotic structures, as well as with methods of their design;

• Familiarization with programming languages and related programming environment;

• Study of methods for solving the main problems: robot movements, identifying obstacles, moving through mazes, capturing various objects, manipulator control;

• Familiarization with the rules and regulations of the competition, the solution of test tasks for the design and programming of a given robot.

Most of the clubs and specialized classes in robotics build the educational process on this system. Usually it provides good results, since the solution of a significant amount of training problems ensures the successful solution of not only similar, but also complicated tasks by combining well-known solutions. In practice, the knowledge gained according to the described training scheme usually does not provide for system-wide training and is usually oriented towards participation in competitions of a specific profile.

This method of preparation has a number of advantages: competitive involvement of students in a new subject, the acquisition of practical design skills. Participation in competitions increases students' self-esteem, gives them an additional impetus for robotics classes. Trainers also receive incentives and career opportunities. Accordingly, there is a rise in prestige and the educational institutions themselves. These factors contributed to the fact that, since 2002, more than 3000 teams have already been organized in educational institutions of the Russian Federation.

The safety of human interaction and robotic complex with artificial intelligence

Chvertkin A.G., Ermakova N.O., Botalov M.O.
MAI, Moscow, Russia

According to tradition, speaking about the safe interaction of man and artificial intelligence (AI), three laws of A. Azimov are recalled. All three of these laws are humanistic in nature, but are not suitable for practical application. We need fundamentally new approaches that take into account the realities of life. The development of such approaches was directed by the research team of authors.

Currently, there is an active use of AI in industry, in medicine, in the military and in the domestic sphere, etc. As in many other cases, the military industry was at the forefront of the use of artificial intelligence. In other government agencies, when talking about robotic systems, they often mean remotely controlled manipulators. Although serious tasks are performed with their help, they cannot be called full-fledged robots.

Household robots equipped with artificial intelligence are not widely used in the modern world. However, we see that there is a possibility of using a more powerful AI in this area, which means that it is necessary right now to solve the issue of the safety of human interaction and robotic systems with AI. The authors determined that in the future the most attention to the issue of safe interaction between humans and the robotic complex with AI will be required by household robots. This is due

to such requirements for them as: multifunctionality, work without an operator, being directly in the human environment, unpredictability of system elements, etc.

In the course of work, the team of authors determined that the most promising areas of work with robotic complexes with AI are:

• Turing's intuitive approach (creation of thinking close to human);
• Symbolic approach (creating new rules in the process of program execution);
• Logical approach (based on simulation of AI reasoning);
• Agent-based approach (the machine will be an intellectual agent that perceives the world around it and acts on it).
• A hybrid approach (statistical study, as well as the creation of neural networks).

During the internship at NPO Almaz, the authors proposed a methodology for the interaction of humans and the robotic complex with AI, based on the choice of priority algorithms. This technique is aimed at the socialization of household robots, and, therefore, at increasing the security of human interaction and robotic systems with artificial intelligence.

Automatic battery replacement system for the wheeled robot

Uriev A.I., Badanov N.A.
MAI, Moscow, Russia

The aim of the work is to develop and create an automatic battery replacement system for the wheeled robot, designed to protect aircraft in the parking lot.

The system operation algorithm consists of two stages. At the first stage, the robot moves from the aircraft parking position to its base, which is a 10-foot box. At the second stage, the robot is loaded into the box and the battery is replaced.

It is proposed to organize movement from the aircraft parking location to its base location based on the use of technical vision when the robot moves along the line (marks) drawn on the surface of the airfield. The orientation of the robot inside the box is achieved using a special guide system. Structurally, the battery is an external housing (a container for the battery) with a battery located inside. This design of the container protects the battery from external mechanical stress. The battery is replaced using an extractor. The main functions of the extractor: capture and removal of the discharged battery from the robot; installation of the used battery in the receiver for discharged batteries; moving to the compartment with charged batteries; capture and installation of a charged battery into the robot. To ensure the process of replacing the batteries with an extractor, it is proposed to use a specially designed conveyor belt located in the box. After removing the discharged container with the battery from the frame, the extractor leaves it on the conveyor belt, after which the belt feeds the previously placed container with a charged battery, which the extractor captures and installs on the robot. Each operation to replace discharged batteries with an extractor is performed when a corresponding command is issued (by pressing a button on the control panel). The positioning of the robot on the rails is carried out using the laser range finder installed onboard. At the same time, special stops for the wheels are used to fix the position of the robot before starting the extractor.

This work was supported by a grant from the Russian Fundamental Research Fund № 17-08-00928

7. Mathematical methods in aerospace science and technology

Study of the collinear libration point L1 stability in the planar elliptic restricted photogravitational three-body problem in the case of equal masses of attracting centers

Avdyushkin A.N., Bardin B.S.
MAI, Moscow, Russia

It is considered the low-mass body motion under the action of two other bodies – attracting centers moving in known elliptical orbits. On the part of these bodies, in addition to the forces of gravitational attraction, repulsive forces of light pressure act on the low-mass body. There is a particular solution in this problem – the collinear libration point L1, when the low-mass body is on a straight line passing through the attracting centers, and is located between them.

The stability of L1 has been investigated previously in various settings. In particular, a rigorous analysis of the L1 stability was performed in a plane bounded circular photogravitational three-body problem [1]. In [2,3,4] the stability of L1 in the elliptic problem was studied in the first approximation.

In this paper, a nonlinear analysis of the L1 stability is performed under the assumption that the attracting centers masses are equal and their orbits are weakly elliptical, i.e. the eccentricity of the orbit $e<<1$. The equations of motion are written in Hamiltonian form. Stability analysis is performed on the basis of the normal form method and KAM theory. The normalized coefficients of the Hamiltonian was obtained analytically in an explicit form. It is established that for almost all values of the problem parameters at small values of eccentricity, the libration point L1 stable in the linear approximation will also be formally stable. Instability can take place only in the presence of a fourth-order resonance.

The study was carried out at the expense of RSF grant №19-11-00116 at Moscow Aviation Institute (National Research University).

References:

1. A.L. Kunitsyn, A.T. Tureshbaev The collinear libration points in the photogravitational three-body problem // Letters to Astron. J. 1983, Vol.9, No.7, P.432-435.

2. V.N. Thai, A.S. Zimovschikov On the possibility of microparticles cloud clusters existence in the libration points of a double star // Astron. J., 2009, Vol.86, No.6, P.598-606.

3. A.S. Zimovshikov, V.N. Thai Stability diagrams for a heterogeneous ensemble of particles at the collinear libration points photogravitational three-body problem // PMM, Vol.74, Issue.2, 2010, P.221-229.

4. Bardin B.S., Avdyushkin A.N. Study of collinear libration point stability in one particular case of restricted photogravitational three-body problem // LIV All-Russian Conference on Dynamics, Particle Physics, Plasma Physics and Optoelectronics: Abstracts. - M.: RUDN, 2018, P.151-155.

Numerical methods for solving the diffusion problem in binary multiphase alloys

Aleksandrova S.S., Ovcharova P.A., Zhukov E.Y.
MAI, Moscow, Russia

Methods for solving the three-dimensional non-stationary diffusion equation with allowance for diffusion homogenization of matter and phase transitions without chemical reactions are considered. On the one hand, the diffusion of dissolved elements will cause the formation of inclusion phases that affect mechanical equilibrium, properties and diffusivity. A mathematical model of this problem is presented, a brief description of the numerical methods under consideration is presented, and their applicability is indicated.

Based on the model that describes the processes of diffusion and thermal conductivity in various phases with a moving interface - the Stefan problem. In this model, changes in the phase state of a substance are considered from the motion of the phase boundary. A discrete problem was obtained for the control volume method (integral-interpolation method), the method of smoothing the

thermophysical characteristics, and the method moving interface problem. A finite element approach to solving the problem is described, two discretization schemes are considered: explicit and implicit solution schemes for the one-, two- and three-dimensional diffusion homogenization problems in a limited volume.

It is shown that for the Stefan problem with a single phase separation font, the use of explicit uniform schemes leads to a significant increase in the calculation time, and the Crank-Nicholson scheme can diverge near the front (in the two-phase region). Thus, it was found that the most effective of the considered methods is the method of catching the front with an implicit, time-uneven scheme. For multi-faceted tasks, it is preferable to use the method of smoothed thermophysical characteristics with an implicit scheme. In addition, the method of reducing the number of nodes was used while reducing the size of the corresponding phase, which allowed to reduce the counting time.

Test calculations were performed for a two-phase copper-silver system under various initial conditions, and the errors of the methods were calculated.

Investigation of bifurcation of periodic motions emanating from the conical precession of a symmetric satellite

Antipov A.A., Bardin B.S.
MAI, Moscow, Russia

The motion of a dynamically symmetric satellite (solid) relative to the center of mass is considered. It is believed that the center of mass of the satellite moves along some given Kepler orbit.

When the center of mass of a satellite moves in a circular orbit, partial stationary motions of the satellite are possible, representing regular precessions. If the axis of the dynamic symmetry of the satellite is perpendicular to the velocity of its center of mass and is a fixed angle with a normal to the plane of the orbit, and the satellite itself rotates uniformly around its axis of dynamic symmetry, then there is a so-called conical precession. In an elliptical orbit, conical precession is impossible, but the problem of periodic motions of a satellite close to its conical precession is of interest.

Assuming that the eccentricity of the orbit is small, the method of the optical parameter is used for the analytical construction of periodic motions of the satellite arising from its conical precession. In the case of external resonance, when the frequency of natural oscillations in the vicinity of the conical precession is a multiple of the frequency of perturbation caused by the ellipticity of the orbit, the methods developed in were used to construct these periodic motions. On the basis of these methods, a branching surface was constructed that divides the three-dimensional space of the problem parameters into two subdomains, in one of which there is only one family of periodic motions, and in the other – three. All these periodic motions were obtained analytically in the form of series of fractional degrees of eccentricity.

The results of this work were obtained at Moscow aviation Institute (National research University) in the framework of the state task (project No. 3.3858.2017/4.6).

Subsonic flow distribution into a fan of channels of arbitrary orientation and various cross sections

Barsegyan O.S., Dubravin Yu.A.
MAI, Moscow, Russia

Mathematical modeling of channel sections with local, finite in magnitude effects on the gas flow in them in the form of: a leap in the channel cross-sectional area, supply – heat removal, mass through the side pipes, and kink of the channel axis - is reduced to an alternative. The first is 3D modeling and numerical implementation using gas-dynamic software packages; the second is a simulation based on the laws of conservation of gas dynamics in integral form with averaging of the parameters of the state of the medium at characteristic sections of the surface of the node and a one-dimensional interpretation of the flow at its boundaries. The latter method – incomparably less costly – provides the integral characteristics of the flow, but in the above problems it leads to an open system of equations and the need to formulate additional hypotheses. All hypotheses, as applied to the nodes under consideration, violate, to varying degrees, the conservation laws and (or) the 2nd law of thermodynamics.

The second approach is used in the problem, and almost all types of impacts are present. The flow is considered as a set of current tubes having a common beginning and a total average pressure on the side surface of the tubes in the zone of restructuring of the flow parts from the initial state to the final one, determined by the design of the node. The problem of openness is solved by the method (Dubravin Yu.A. AMTP 1989, №3, 1995, v. 36, №4), based on the conclusions of the analysis of the first and second beginnings of thermodynamics on the independence of the thermodynamic function – pressure recovery coefficient - from geometric arguments (area leap, kink of the channel axis). In the general case, the method makes it necessary to solve systems of nonlinear algebraic equations of order 2 (n-1) (n-1 is the number of branches in the fan), and for small Mach numbers the solution is obtained in an explicit form. Various applications with a combination of effects are considered: obtaining a transonic flow, equal speeds, equal pressures in the output sections of branches, etc. Under comparable conditions, the obtained solutions coincide with the known similar problems.

The task can be useful in: designing and calculating the elements of energy machines and gas transmission systems; “stitching” into the site nodes of non-stationary and stationary one-dimensional flows; solving the problems of the decay of an arbitrary discontinuity.

Nonlinear analysis of the orbital stability of the Kovalevskaya top pendulum motions with a horizontally vibrating suspension point

Belichenko M.V.
MAI, Moscow, Russia

In this work we consider the motion of a heavy rigid body with a mass geometry corresponding to the Kovalevskaya case, assuming that one of the body points (suspension point) is committing horizontal oscillations of small amplitude and high frequency (vibrations). The question of the existence and orbital stability of the body pendulum motions, in which the body moves around a fixed horizontal axis, is studied.

It is shown that pendulum motions can be performed in two vertical planes, one of which contains the line of vibrations, and the other is perpendicular to it. In the plane containing the axis of vibration, the radius vector of the body mass center can make the oscillations near the lower or lateral equilibrium positions, or rotations. In a plane perpendicular to the vibrations line, only oscillations near the lower position of equilibrium and rotation of the body are possible. These movements were integrated.

The study of the orbital stability of the obtained motions with respect to spatial perturbations was carried out by the methods of Hamiltonian mechanics. It is obtained that for oscillations of the top near the lower position in the plane containing the axis of vibrations, near the lower energy level for all values of vibration intensity there are stability regions. For oscillations of the body near the lateral equilibrium position, stability regions prevail in the entire parameter range. For rotations in the plane containing the vibration axis, stability regions are not detected. Only small areas of stability respond to the movements of the body in a plane perpendicular to the axis of vibration.

A nonlinear stability analysis was also performed for these movements. Degeneracy curves are constructed, and stability criteria on resonance curves of the third and fourth orders are checked.

This research was supported by a grant of the Russian Science Foundation (project no. 19–11–00116) and was carried out at Moscow Aviation Institute (National Research University).

Comparison of combined kinetic-hydrodynamic models of different orders on the example of the Couette flow

Berezko M.E., Nikitchenko Yu.A.
MAI, Moscow, Russia

The formulation of boundary conditions on a solid surface for systems of moment equations presents significant difficulties. A strict formulation of such boundary conditions is obtained only for the Navier-Stokes-Fourier model (NSF), which is an incomplete system of 2nd-order moment equations. Under conditions of high nonequilibrium, the NSF model with its corresponding boundary conditions significantly overestimates the coefficient of friction on the streamlined surface. Previously, the authors proposed a combined flow model that complements the NSF model in the

wall region with a kinetic equation with appropriate boundary conditions. This combination of hydrodynamic and kinetic models allowed to significantly improve the solution in the wall region.

In this paper, we propose a combined physical and mathematical model of the flow, using within the Knudsen layer model kinetic equation of polyatomic gases, in the rest of the computational domain-the system of moment equations of the 3rd order (SME3). In the region of model crosslinking, the approximating distribution function is restored, which is a decomposition of the local equilibrium Maxwell function by degrees of thermal velocity. The decomposition parameters (nonequilibrium stresses and 3rd order moments) are determined in the SMU3 model approximation.

The example of solving the test problem for Couette flow demonstrates that the combined model yields smooth solutions in the field of stitching patterns and has a satisfactory accuracy of the description of a flow field in a wide range of Knudsen numbers and Mach. Both variants of the combined model are compared. The analysis of the results showed that the use of the hydrodynamic component of SME3 in the combined model makes it possible to extend the acceptable range of Knudsen numbers by about an order of magnitude, and the Mach numbers can be increased to hypersonic values.

Building a highly accurate prediction of the motion of the earth's pole

Wai Y.S.
MAI, Moscow, Russia

On the basis of the numerical-analytical approach, the irregular effects of the oscillatory process of the Earth's pole are studied, associated with a change in the Chandler and annual components. The oscillatory process of the Earth’s pole motion contains two main components: Chandler and annual, whose parameters vary significantly[1]. These changes are quasiperiodic in nature. When changing the vibrational regimes of the Earth’s pole (when changing the average for 7 years the frequency of revolution of the pole around the central point), its movement differs significantly from the movement “with average parameters”. This leads to the need to modify the forecast model of its movement for the corresponding time intervals. It is shown in the paper that a change in the vibrational mode of the pole is possible only with the average annual value of the frequency of revolution of the pole around the central point from 0.9 to 0.95 cycles per year. Simplified prediction of the motion of the Earth’s pole when changing modes of oscillation can be performed by the method of “weighted” least squares. For this, it is necessary to accurately assess in real time or with a satisfactory time delay by high-precision measurements the moment of change in the ratio of the amplitudes of the Chandler and annual harmonics (when their ratio turns out to be close to unity). The construction of such an algorithm and its implementation should take into account all the nuances of the various modes of the oscillatory process of the Earth’s pole, which is associated with a number of time-consuming numerical-analytical experiments. For this, the algorithm takes into account the known regular properties of the oscillatory process of the pole, which gives the best result compared to the numerical approach.

Evaluation of the effectiveness of the NACA air intake when changing its parameters: the shape of the profile on the tongue and the width of the entrance to the path

Galeev S.I.
Kazan Helicopters, Kazan, Russia

This paper presents a CFD-calculation of the NACA duct as a part of the helicopter in order to determine its optimal geometry for the ventilation system of the passenger and pilot cabin in the operational range of flight speeds.

The NACA duct is a pressure-type one, so it must create a positive overpressure at the inlet of the ventilation system. The following tasks are considered in this paper:

1. Assess the effect of the change in the area of cross-section at the inlet to the path and the shape of the aerodynamic profile on the inlet velocity head and the value of aerodynamic resistance on the tongue;

2. To estimate the influence of changes in parameters on the values of flow rates and velocities at the outlet of ventilation pipes;

3. Determine the optimal air intake geometry meeting the requirements of paragraph 29.831(a) of the Certification Specification (CS 29)

To evaluate the effectiveness of the air intake when changing the shape of the aerodynamic profile on the tongue, with other unchanged parameters, calculations were carried out in two configurations – the variant of the air intake with the aerodynamic profile in the tongue (base) and with rounding.

To evaluate the efficiency of the air intake when the cross-sectional area is changed with other invariable parameters, calculations were made in the configuration with the basic and increased width of the entrance.

As a result of the calculations, the optimal geometry of the NACA duct was obtained, which meets the requirements of CS-29.

Multicriteria analysis in the selection of organic materials for aviation energy sources based on solar cells

Gvozdkova Y.D., Gorbachev S.I.
MAI, Moscow, Russia

The analysis of the prospects for the use of solar cells in aircraft at various stages of their flights showed that it is advisable to use these energy sources only in the systems of boron supply or in light aircraft that do not develop high speeds [1]. The main criteria for assessing the competitiveness of solar batteries made of various materials are efficiency, durability, cost, environmental friendliness [2]. The main advantages of organic solar cells over inorganic ones include potential low cost and environmental friendliness, as well as low weight, flexibility, translucency [3,4]. At the moment, there is no consensus in the scientific community about which organic compounds are most suitable for solar cells. The aim of this study was to develop a unique method of multicriteria comparative analysis of all stages of the life cycle of organic materials, on the basis of which it is possible to create solar cells for aviation and astronautics. This technique is proposed to be implemented using the analytic hierarchy process with the levels of goal, experts, criteria and solutions, the Monte Carlo method and a computer program written in VBA for MS Excel 2010 [5].

References:

1. Gvozdkova I.A., Gvozdkova J.D. Assessment of prospects of replacement of traditional aviation fuel with solar batteries // Actual problems of management-2018. Proceedings of the 23rd international scientific and practical conference. State University of management. - M., 2019. V. 2. P. 137-141.

2. Gvozdkova J.D. Multi-criteria expert evaluation of materials for aviation power plants based on solar cells / / Gagarin readings-2019. A collection of abstracts of the XLV International scientific conference. – M.: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2019. P. 770-771.

3. Lizin S., Van Passel S., De Schepper E., Maes W., Lutsen L., Mancab J., Vanderzandeb D. Life cycle analyses of organic photovoltaics: a review // Energy and Environmental Science. 2013. V. 6. P. 3136.

4. Xue R., Zhang J., Li Ya., Li Yo. Organic Solar Cell Materials toward Commercialization // Small. 2018. V. 14(41). P. 24.

5. Gvozdkova J.D., Gvozdkova I.A., Kurochkin A.V., Chernyaev A.V. Information system of environmental safety assessment of aviation materials and technologies by the analytic hierarchy process // Information Technologies. 2019. V. 25. № 3. P. 185-192.

Stabilization of the rotational motion of a satellite by means of a gyrodin

Gladun A.V.
UCAI, Ulyanovsk, Russia

The problem of stabilization of the angular velocity of a satellite with the help of one gyrodine is considered. Gyrodin is a two-degree gyroscopic system. The rotor is rotated at a constant angular speed. The equation of motion of a mechanical system that describes the motion of a satellite carrying one gyrodine is written under the assumption that the rotor is spherical. Positions of relative equilibrium and uniform rotations of the mechanical systems with a gyrodin are found. The cases of

relative controllability and stabilizability of systems are chosen by a linear approximation in a neighbourhood of the found fixed motions.

The system is not controlled by all variables, because the module of the vector of the kinetic moment of the system is a constant. However, to stabilize the rotational motion of satellite, the controllability property with respect to some variables is sufficient. These are variables characterizing the angular velocity and position of the satellite in space. Controls which implement stabilization of the mechanical system with respect to the part of the variables have been built. For these constructions the initial system is reduced to a special-kind system that stabilizable by choice of eigenvalues for the linear approximation matrix. Both real and imaginary parts of eigenvalues of this matrix are selected in a way to minimize the norm of feedback control. The problem of minimization is solved by the method of conjugate gradients.

The control laws to provide stabilization of uniform rotation and stopping the rotation of a satellite are constructed. The results of numerical simulation are presented.

Modeling of the degradation changes of antenna systems electromechanical nodes

Gorbunov M.S., Lisov A.A., Chernova T.A.
MAI, Moscow, Russia

Presently, antenna systems are widely used in various fields of technology and society. Task orientation, determine directions, locations of objects, their coordinates in space systems, in aviation, in navigation, in surveying, are carried out using antenna systems. Most important functions of drive and control in antenna systems perform Electromechanical converters, which in the sence of reliability are the "weakest link" that will largely determine the performance of the antenna system. Therefore the problems of operational safety of the antenna systems Electromechanical nodes, their degradation wear and aging are highly relevant.

To improve the efficiency of operation of the technical devices methods are required of accounting each specific object degradation changes, in specific operating conditions. A mathematical model of the objects degradation changes are the basis for identifying the actual status of these objects, to predict the behavior of the object in the future, to assess its residual life, to prevent point failures to ensure fault-free operation, to avoid accidents.

In the present work the approach is proposed to the systematic study of the degradation changes of Electromechanical nodes of the control systems of antennas. This approach includes simulation of the degradation changes of the object in the form of discrete time series, the analytical regularities of their changes by fitting a time series regression using the least squares method, and prediction with subsequent estimation of the residual resource; the criteria is proposed and the method implemented on a computer is developed, to evaluate the actual state of degradation wear and residual life of the Electromechanical actuator according to its characteristics in the run-out mode: on features in the extinction of the voltages in the phases of stator and mechanical rotation of the rotor when braking.

On the basis of this study a practical means of prediction the operational safety of Electromechanical nodes of the control systems of antennas and estimating their residual life, warning of points failure are developed. Research results are used in the process of operational modernisation of management systems and antennas and are created to establish a system of routine control over the condition of Electromechanical nodes of the antennas control systems and the prevention of their failures.

Isolation of the seasonal component in the ARMA model using Fourier series

Goryainov A.V., Anisimova A.S.
MAI, Moscow, Russia

The seasonal component of the time series can not only be of interest for research, but also can harm the analysis of the time series. Therefore, an actual task is to find it and isolate it from the series (the so-called seasonal smoothing). A method based on the use of one-dimensional Fourier series with subsequent smoothing of the series is considered in the paper.

A regression model is built, where the functions of sines and cosines with their periods are taken for the characteristics of seasonality.

Regression coefficients are found using standard formulas. Thus, the high-frequency components of the series, i.e., the seasonal component, are distinguished, which allows to isolate them from the series. In the case of highly noisy data, it is necessary to apply a linear stationary model for smoothing. As a model, autoregression of the first or second order, a moving average of the first or second order, and a mixed ARMA model can be used. To identify the model, the behavior of the autocorrelation function is usually studied. The report considers all the models listed and compares their standard deviations.

The analysis was carried out according to real data. After the removal of the seasonal component, the series became stationary, however, smoothing was still required to remove the effects of other factors. A comparison of the standard errors for the AR (1), AR (2), MA (1), MA (2), and ARMA (1,1) models showed that the standard deviations in the ARMA (1,1) model is minimal. Coefficients of the model turned out to be 0.2391058 and 0.0809162. The variance of the estimation of the updating process is equal to 7401307.

While the variance of the initial data was 8009287, the standard errors after applying the Fourier series model and after smoothing were 3937182 and 3373257, respectively. These values indicate that smoothing reduced the error. In the future, this method can be used to predict the time series.

References:

1. Boks Dzh. Analiz vremennykh ryadov: prognoz i upravleniye. / Boks Dzh., Dzhenkins G. – M.: Mir, 1974.

2. Shiryayev A.N. Osnovy stokhasticheskoy finansovoy matematiki / T. 1: Fakty, modeli Elektronnoye izdaniye – M.: MTSNMO, 2016.

3. Goryainova Ye.R. Prikladnye metody analiza statisticheskikh dannykh. / Goryainova Ye.R., Pankov A.R., Platonov Ye.N. – M.: Izd. dom Vysshey shkoly ekonomiki, 2012.

Stress-strain state of a thermoelastodiffusive layer

Davydov S.A., Zemskov A.V.
MAI, Moscow, Russia

The development of various areas of technology for processing structural materials requires the development of new and more advanced mathematical models for a detailed description of the impact of various factors on the processed material. One of the promising approaches that make it possible to most accurately analytically describe a wide range of technological processes is the construction of models of coupled physical and mechanical fields. An example is the model of thermomechanical diffusion processes. It describes the interactions of temperature, displacement, and concentration fields in a multicomponent medium.

The relevance of the research direction is confirmed by the presence of many works of various Russian and international scientific centers. Most of the works available today are devoted to solving static, quasistatic, and stationary problems of thermomechanodiffusion. However, the greatest interest and difficulty are unsteady coupled one-dimensional and two-dimensional problems of thermomechanical diffusion. In these works, the solution reduces to the Laplace transform in time, the inversion of which is fraught with great mathematical difficulties. In this regard, most often in the above works, numerical algorithms and ready-made packages of computational mathematics and mechanics are used to go to the originals.

In this paper, we consider the one-dimensional unsteady problem of thermoelastic diffusion for a homogeneous multicomponent layer under the action of dynamic loads. To describe the perturbations of the medium propagating with finite velocity, a locally-equilibrium model of coupled thermoelastic diffusion is used, which includes the equations of motion of the elastic medium, heat transfer, and mass transfer. The effects of cross diffusion are taken into account. The initial conditions are assumed to be zero.

The solution to the problem is sought in the integral form, which is a convolution over time of the Green's functions and the boundary conditions. To find the Green's functions, the Laplace transform in time and Fourier series expansion in spatial coordinate are used. As a result of transformations, the harmonics transforms of the desired functions are expressed as rational fractions with respect to the Laplace transform parameter.

About a new type of satellite laser pulse reflector

Denisova I.P., Gavrish O.N., Pasisnichenko M.A., Rybakov V.A.
MAI, Moscow, Russia

In recent years, works have appeared in the scientific literature that are individual fragments on the path to creating promising new-generation intelligent laser stations. Their characteristic feature is a deep substantiation of the mathematical model of the process of propagation of light pulses when spacecraft are located in a non-inertial reference frame of a rotating Earth, modification of the side reflectors of these pulses in order to increase the amount of light energy flowing to the receiving station of the laser station, as well as computerization of the control of the main units, involved in this process, and first of all, a computer system for directing the laser beam.

This report proves three theorems that substantiate the three main parts of the mathematical model of the process of laser ranging using a movable receiving telescope. As calculations showed, the amount of light energy that is insufficient for recording often comes to the receiving telescope of a laser station. The use of a movable receiving telescope, which is necessary to move a car across the Earth under the control of a computer behind the maxima of reflected pulses, allows one to increase the amount of light energy recorded by this telescope by more than 100 times, compared with the amount of light energy recorded by the stationary receiving telescope of a laser station.

In addition to the effects caused by the non-inertia of the motion of the laser station, there is another reason that limits or even makes it impossible to locate spacecraft at long ranges, since the flux of light energy received at the laser station decreases inversely with the fourth power of the range. Therefore, in the scientific literature, the possibility of using special devices on spacecraft that must receive a light pulse from a laser station, amplify it, and after a fixed time send it using an onboard laser back to the laser station is being studied. The main unsolved problem with this method is the orientation of the on-board laser so that the center of the reradiated pulse hits the laser station. This report describes an algorithm for calculating the required orientation of a light pulse reradiated by an onboard laser when the reflector is operating in such a device mode.

Methodology for estimating the hydrodoor in the mains of the refueling of the medium carriers

Diesperov N.V.
Khrunichev Space Center, Moscow, Russia

In connection with the development of a new Russian launch vehicle and launch complex for it, there is an urgent task to formulate a methodology for calculating water hammer in a gas station during pre-launch preparation. Based on the calculation results, the water hammer in the highway was evaluated. In addition, the obtained technique allows to calculate the pressure and speed at any point in the pipeline at any time.

The flow of the fuel component (FC) in the refueling line is described by the traditional equations of hydrodynamics, taking into account gravity, friction, local resistance, as well as the angle between the gravity vector and the velocity vector. To solve the problem on each section of the highway, the equations of hydrodynamics are written along the characteristics – lines, where the medium parameters change abruptly and, accordingly, the derivatives turn to zero. Each of the parameters is recorded at three points on two intersecting characteristics. Knowing the values of the parameters at points 1,2, by solving the system of equations, the values of the parameters are found at point 3. The system of equations (1),(2) is written for each of the 7 sections of highways, supplemented by initial and boundary conditions, and then solved together with the use of a computer. Boundary conditions on the right edge are formed on the basis of the rate of change in flow rate at the closing of the wind turbine. In this problem, a linear law was set.

Universal method construction of receptor geometric models of objects of complex technical forms

Ye. W.T.
MAI, Moscow, Russia

Among the methods of geometric modeling for computer-aided design tasks, the receptor (according to Western terminology – voxel) method occupies a special place. It is effective in solving some problems (primarily automated layout) and completely unsuitable for others. The main difficulty in its use is that it is a method of intramachine representation of the geometry of the object, while the designer in the design operates on the parametric model of the object. Therefore, for the effective implementation of the receptor method, it is necessary to solve the problem of converting a parametric geometric model into a receptor one.

The analysis of available publications shows that different authors have developed their own methods of creating receptor models from parametric models for objects of the class "primitives" and "composition of primitives". Therefore, it is extremely important to develop a universal method for the formation of receptor models for objects of complex technical forms.

The report describes the approach to solving the problem. The essence of our approach is the transformation of a solid-state model created in a CAD system into a receptor matrix. First the physical, i.e. the scene in which the solid-state model is discretized into cubes with receptor sizes, and then the mathematical-a three-dimensional array with binary codes of zeros and ones.

The creation of a physical receptor matrix is carried out by means of the CAD-system itself, which allows to diagnose the belonging of a single receptor to the simulated object. Fixation of the fact of crossing or non-crossing of a single receptor of a given position in the physical receptor model is transmitted in the form of codes "1" and "0" to the mathematical receptor model, which is a 3-dimensional binary array. All these actions are programmed in the form of macros, the execution of which must be supported by the CAD system used.

Examples of practical application of the described method for solving practical design problems are shown and the estimation of processor time costs for the construction of a physical receptor model depending on the size of the receptor and the geometric complexity of the object is carried out. Actions to convert data from a solid-state model to a receptor model are implemented in the Form of C# programs.

Design analysis of capacitive metal composite construction

Egorov A.V.
BMSTU, Moscow, Russia

Capacitive metal-composite structures are two-layer shell structures in which a composite shell is wound on the inner metal layer (liner).A design feature of such structures is the analysis of the possibility of their delamination during operation, caused by a local buckling of the liner. Therefore, the design calculation of a two-layer capacity should include the interaction of the liner and the composite shell on the contact surface with unilateral constraint. The mechanical behavior of the structure depends on the ratio of the rigidity both of the liner and the composite shell. In this paper, we consider a container with an elastic (aluminium) liner and a rigid (carbonfibre-reinforcedplastic) outer shell, which results in the bending of the liner when the container is loaded with internal pressure and subsequent unloading. In the stated formulation, the solution to the design problem is possible only with the use of numerical calculations.

To analyze of the stress-strain state of a capacitive metal composite structure, the LS-DYNA software package was selected in a dynamic formulation using 3D-finite elements. The structure is considered geometrically and physically non-linear. The three-dimensional stress-strain state of the structure is determined in real time. This makes it possible to establish the moment of the onset of delamination of the metal composite container and the fact of the liner local buckling, and that guides the designer in the process of creating a new design. An example of design analysis of a metal composite pressure vessel is given.

The accelerate structural optimization of composite wing box and horizontal stabilizer under certain static loads

[1]Elkin A.S., [2]Ryzhova E.S.
[1]NIK, [2]MAI, Moscow, Russia

Nowadays the structural optimization of an aircraft still it remains relevant to increase the efficiency structure and reduce the total weight of the aircraft. To solve these problems, it is necessary to develop new approaches and improve existing methods of design and structural optimization.

In this paper, we propose a method for optimizing the structural-power scheme of the wing and tail of an aircraft. Optimization is considered completed when the conditionally equally stressed state of the structure is reached, which means that the structure has a minimum mass. It is necessary to set the following parameters: the basic geometric parameters of the mathematical model, the orientation of the fibers and the number of layers in the composite, loads and technological limitations. To obtain an optimal design, the concept is adopted that each element only accepts a certain type of load (shear, tension or compression).

The proposed method reduces the number of iterations, i.e. reduces design time. First, a static analysis of the finite element (FE) model is performed. After this calculation, the necessary properties of the elements are determined, for example, the thickness in the wing panel, based on the ratio of permissible and output parameters. The following is an analysis of the total and local buckling. Based on this analysis, the type and number of stringers for the panel, as well as stiffeners for vertical walls, are determined.

To reduce the number of iterations, extrapolation coefficients are calculated based on data on the nature of the loads. Their use in the above optimization algorithm allows predicting the redistribution of stiffnesses in the structure and predicting the necessary parameters of the element CE. The design is optimized if a given stress spread, for example 10%, is achieved and the criteria of strength and stability are met.

The paper describes a method for obtaining extrapolation optimization coefficients for various types of loads using the example of a wing model FE with the determination of internal forces in elements. Recommendations for the practical use of this method are given, as well as the code for a program that converts the properties of flat and beam elements based on the output data of the FE model.

The developed technique of accelerated optimization of the power structure of the airframe (wing and stabilizer) allows to reduce the mass of units, as well as reduce the cost of designing an aircraft.

Numerical solutions of stress concentration problems for thin fiberglass plates with circular holes

Ermakov I.S.
MAI, Moscow, Russia

Thin-walled units of power structures made of composite materials such as glass and carbon fiber reinforced plastic can have various kinds of holes. The stress level around these holes can be significantly affected by factors such as the degree of anisotropy of the corresponding composite, the geometric characteristics of the calculated part, the type of loading, the position of the hole in question in the part.

These issues are studied in this paper by the example of uniaxially stretched fiberglass plates with circular holes. Three design cases are considered: 1) the hole is located far from the edges of the plate, 2) the hole is located near the unloaded edge of the plate, 3) two identical closely spaced holes are far from the edges of the plate.

The calculations are performed using two different numerical methods: the finite element method using the S4 shell element in the environment of the Abaqus software package and the variational-difference method focused on solving the plane problem of elasticity theory for a rectangular region with a circular hole. The reliability of the obtained numerical solutions is confirmed by matching the calculation results using the above two computational models

Using these models, studies were conducted on the influence of the elastic parameters of the plate material, as well as the position of the hole in the plate on the stress distribution along the contour of

the hole. The reliability of the obtained numerical solutions is confirmed by the fact of practical coincidence of the calculation results using the two indicated models. Studies have established that the value of parameter G12 / E1 has a decisive influence on the stress concentration coefficient in the case of an orthotropic plate weakened by a circular hole. Quantitative estimates of the effects associated with the proximity of the hole to the unloaded edge of the plate, as well as proximity to another hole are given.

Assess the state of metal through application of energy equivalent analog exposure limit

Zagarovskiy A.A., Kuznetsov S.A.
MAI, Moscow, Russia

The development of methods of physical mesomechanics made it possible to propose a method for describing the limiting state of a material through a universal characteristic, the limiting strain energy density. This approach is realized through the introduction of an equivalent stress that does not depend on the type of external influence. This approach is based on a modern understanding of the mechanisms of development of a defective structure as a set of self-organized and self-consistent processes occurring at once on several scale levels. Modern studies consider the possibility of a direct transition from stresses to the strain energy density, while the voltage always appears as averaged over a certain volume. In fact, this approach expands the possibilities of using the classical description of material properties. This is made possible by a physically justified transition between continuum mechanics and the physics of crystal structure. In the present paper, the possibility of applying the energy equivalent of the limiting voltage under normal experimental conditions for various types of external action is considered. In particular, an estimate is made of the size of the local deformation zone observed in the super-multicycle loading of the VT3-1 alloy. A conclusion is drawn about the determining value of stress localization under this type of action. The form of the energy criterion of destruction, based on the principle of accumulation of damages, applicable for macro- and mesoscale levels of description is formulated.

A hypothesis is advanced that the energy density corresponding to the limiting voltage is the limiting characteristic for the material and in the case of exposure to ionizing radiation. Based on this assumption, an estimate is made of the radius of the deformed region around the track of a 1-GeV gold ion in the BT3-1 alloy.

Thus, a relationship is established between the strength and energy characteristics of the material, taking into account the detailed consideration of the mechanisms of the evolution of the defect structure under a specific external influence. A uniform description of the self-organized and self-consistent development of a defective structure at various scale levels is presented and it is shown that the concept of equivalent stress can be extended to cases of destructive effects of a different nature, for example, ionizing radiation.

The construction of stability control for aircraft under influence of wind

Zaitsev V.V.
MAI, Moscow, Russia

We consider the construction of stability control for aircraft under influence by wind. As the result of this control initial area is transformed to certain admissible set in phase state.

The plane motion of the passenger aircraft is studded. We consider constant velocity of wind. The initial area is examined the neighborhood of the cruising trajectory for passenger aircraft and we consider as admissible set the certain zone on the height and pitch angle.

The control of aircraft is considered as the traction of engine and the moment of rudder of the pitch angle. The function of control we consider as quasilinear functions. The control is considered equals to zero in a small vicinity of cruising trajectory.

Using the theorems, which author proved early, the stability control is constructed. Using this control the certain initial area is transformed to admissible set with help of dynamical system. If the velocity of wind is small, the stabilization is correctly. Under influence of wind with bigger velocity, the stabilization, which we study, is not value (stabilization may be correct in another initial and

admissible sets). The limiting values of these speeds for wind were obtained for different initial sets. If initial perturbations is in a part of initial area, the discussed stabilization may be correctly.

The system stabilization is studded for different initial areas, and admissible sets. The improvement for construction of system stabilization is considered.

Unsteady polar-symmetric mechanodiffusion processes in an isotropic continuous cylinder

Zverev N.A., Zemskov A.V.
MAI, Moscow, Russia

At present, mechanodiffusion processes in solids are fairly widely studied, and the effects on such bodies by surface and volume perturbations are studied. For a more accurate description of the impact of these loads on structures and their individual elements, tasks are posed and solved not only in a rectangular Cartesian coordinate system, but also in curved coordinate systems that are most suitable for the geometry of physical bodies [1,2].

In this paper, we consider the one-dimensional unsteady polar-symmetric problem of determining the stress-strain state of an isotropic continuous multicomponent cylinder under the influence of surface elastic-diffusion perturbations.

The mathematical formulation of the problem contains a coupled system of linear homogeneous partial differential equations with constant coefficients, namely, the equation of motion of a continuous medium and the mass transfer equations written in a cylindrical coordinate system. The boundary conditions and the initial conditions accepted by zero close the mathematical formulation of the problem.

To solve the problem, the Green function method is used, according to which the desired functions are represented in integral form as convolutions of the surface Green functions of the mechanodiffusion problem with the functions specified in the right-hand sides of the boundary conditions [1,2]. To find the Green's functions, the Laplace integral transform in time and the Hankel transform in radial coordinate are used. The inversion of the Laplace transform is carried out analytically using residues. A calculated example has been completed.

References:

1. Zemskov A.V., Tarlakovskii D.V. The polar-symmetric problem of elastic diffusion for a multicomponent medium // Problems of strength and ductility. – 2018. – No. 80 (1). – from. 5-14.

2. Zemskov A.V., Tarlakovskii D.V. Polar-symmetric problem of elastic diffusion for isotropic multi-component plane // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2016. – Vol. 158, No 1, 012101.

The tides of viscoelastic bodies

Zlenko A.A.
MADI, Moscow, Russia

This approach to the phenomenon of tides differs from the traditional one, in which the tidal potential with Love numbers is introduced empirically. In our problem we consider the motion of two viscoelastic bodies (the Earth and the Moon) in the gravitational field of a massive point (the Sun). The deformations of the bodies are described by the classical theory of small deformations. The influence of viscous forces is given by the dissipative functional of the Kelvin–Voigt model. The quasi-static equation of the elasticity theory is solved for obtaining the displacements of body points. The method of separation of motions and averaging is used for solving of this equation. The displacements of each point of the deformed body consist of displacement caused by centrifugal forces, elastic forces and dissipative forces due to viscosity of the body. Substituting these displacements in the perturbing potential expression and integrating over the each body we get the perturbing potential of the system. This gives us the forces and torques acting on the bodies. The rotational motion of the bodies is determined by the torques. We find the shape of each body, its moments of inertia the lagging angle, taking into account only viscoelastic deformations, considering another body as material point. The deformed body is axisymmetric body of rotation at first approximation. It is elongated along the axis of symmetry and compressed in the perpendicular direction. The relationship between the lagging angle and the viscosity coefficient in the Kelvin–

Voigt model is established. The obtained results are compared with the results of the other authors working on this topic.

Construction of the absorption confidence set in the problem of wind speed forecasting

Ivanov S.V., Stepanova A.S.
MAI, Moscow, Russia

The work deals with the problem of constructing a set of initial positions of a stochastic system, for which the constraints on the state of the system at the terminal moment of time are guaranteed with a given probability. This set is called an absorption confidence set. The properties of the absorption confidence set are investigated, including the conditions under which it is convex. An algorithm for constructing an inner approximation of the absorption confidence set is developed. The algorithm is based on the construction of level sets of the function describing the behavior of the system under different realizations of random parameters. It is proved that the intersection of these level sets by a specially selected set of values of the random parameters provides an inner approximation of the confidence absorption set.

The developed algorithm is used to construct a set of permissible values of wind speed in the area of the airfield. The absorption confidence set in this case is the set of wind speeds at the initial moment such that the permissible bounds of wind speed will not be exceeded with a given probability in the time of landing of the aircraft. It is proved that in the stated problem, the absorption confidence set is not convex, but is stellate. So, parameterization based on the use of polar coordinates is used to construct it. Several stellate inner approximations of the absorption confidence set are constructed, the union of which is also an inner approximation of the studied set. The boundaries of these sets are described by the polar angle function, which makes it easy to find the boundary of their connection.

An algorithm for statistical approximation of the absorption confidence set is also developed. The advantage of the statistical method is the ease of implementation, but the resulting approximation of the confidence set may not be internal, which from a practical point of view makes it difficult to use.

Acknowledgements. The reported study was funded by RFBR, project number 19-07-00436.

Dynamic modification of the logistic model by G. Rasch for tasks of engineers knowledge test

Kirillin A.V.
MAI, Moscow, Russia

The common method for evaluating training of engineers is testing with estimates of probability of success in frequency. This probability describes degree of development of material and depends on the initial preparedness and on content of the discipline.

Statistical model that allows us to evaluate effectiveness of training can also serve as the logistic model by G. Rasch.

The logistic distribution in middle part is close to normal, however, it has heavy tails. To carry out calculations using the Rasch model, a normalizing transformation of initial data is introduced.

When training engineers to work with equipment, safety of equipment depends on the correctness of their actions. The requirements for training of engineers are extremely high. One-time training is not enough. Question arises of planning entire preparation process, primarily question of number of its cycles.

This problem can be solved using reliability growth models. These models are used to justify the number of test cycles of technical systems. The task of assessing the dynamics of training effectiveness in the formulation is close to the task of assessing the dynamics of product reliability depending on the number of test cycles, after each of which the product is refined in order to eliminate defects identified during testing, increasing its reliability.

The control of knowledge of engineers can be considered as a test, and the identified fragments, as learning defects that require detailed study.

One of the models of reliability growth is the logistic model. The logistic model of reliability growth is a special case of the Rasch model, provided that one test is carried out for equally trained trainees with equivalent tasks, and has a restriction on the left. The parameter of the logistic model is a constant, and the parameter of the Rasch model is a random variable.

The logistic model of reliability growth can be written in an equivalent recursive form, from which, after carrying out logarithmic transformations, one can obtain equation for predicting the success of passing the control by one step. We write the parameter of the model in form of a linear dependence of the growth index on the number of control cycles. The prediction equation can be expanded more than one step forward. As an estimate of the model parameter, it is advisable to use arithmetic mean estimate.

The developed technique allows you to plan and manage a multi-stage learning process, which ensures its effectiveness.

Optimization of anisotropic panels with asymmetrical thickness package structure

[1]Kovkuta A.V., [2]Gavva L.M.
[1]LLC "NIK", [2]MAI, Moscow, Russia

In the modern era, optimization is one of the most crucial issues associated with the engineering design. Composite panels have been widely used in high-performance aerospace structures. Although the use of composite panels is not a recent achievement in structural mechanics, up to now there are no exact general methods for their optimum design. Therefore, appropriate design and optimization process are essential in order to minimize weight and meet necessary design constraints.

The purpose of the work concerns development of a new approach for optimization of anisotropic panels with asymmetrical thickness package structure. The approach is based on the design of a refined design model for the stress-strain state calculation.

A flat rectangular multilayer panel with asymmetrical thickness package structure is considered. The panel is subjected to the action of arbitrarily distributed transverse load and thermal loading.

The problem is solved by displacement method using hypotheses of thin plate theory. The goal is to find displacements of a single-base surface. A boundary-value problem for equation of eighth order is formulated to find the stress-strain state of the panel. The solution is obtained in double trigonometric series.

According to the proposed method the following results were obtained:

computer optimization program for anisotropic panels subjected to the action of transverse and thermal loads was developed;

relations between geometry of panels, stacking sequence and deflections, stresses were obtained;

optimal structure of the panels with minimal equivalent stresses and deformations was determined using computer parametric optimization.

The results reliability of the thesis is ensured by the use of generally accepted relations of structural mechanics and mechanics of composites, and it is confirmed by comparison with published solutions.

Calculation results make it possible to reduce and optimize weight characteristics of composite structures. The proposed algorithm and the developed program might be used in aircraft design.

Application of the semi-natural modeling of spatial signals and interference when testing navigation receivers

Kokorev S.M., Izotov A.A., Myasin B.S., Sergievich B.V.
JS "AP-Voshod", Moscow, Russia

A complex of spatial signal environment simulation was developed and put into operation, designed to assess the quality of operation of noise-protected navigation equipment based on GNSS GLONASS and GPS signals during tests using the semi-natural simulation method in an anechoic chamber. The complex provides simulation of spatially separated signals of spacecraft (SC) GLONASS and GPS and interference.

The location of the GNSS signal emitters in the anechoic chamber relative to the location of the receiving antenna of the receiver under test corresponds to the position of the spacecraft of the selected space constellation for a fixed point in time. The signal of each spacecraft is emitted by a separate emitter. GNSS spacecraft signals are simulated according to pre-generated navigation scenarios or according to external trajectory data received from the semi-natural modeling complex in real time via the ETHERNET interface.

In this case, the planar displacement of the center of mass of the object in the navigation field is simulated, and the course, roll and pitch angles are worked out physically using a three-stage stand.

The interference environment is created by separate interference emitters located on dielectric racks around the receiving antenna of the tested receiver in accordance with the proposed tactics of their application. The design of the racks has the ability to change the vertical position of the emitters in order to change the angles at which the antenna of the equipment under test is irradiated. Both noise and tonal interference are generated in the L1 and L2 ranges. The interference signal conditioners are controlled through an interactive window on the control panel or remotely via the ETHERNET interface.

The characteristics of the complex are given.

There is the possibility of the complex using external trajectory data coming from the semi-natural modeling complex in real time via the ETHERNET interface.

Interference signal conditioners are controlled through an interactive window on the control panel or remotely via the ETHERNET interface.

Semi-empirical Neural network method for dynamic scene analysis in control processes for unmanned vehicles

Kolganov P.A.
MAI, Moscow, Russia

The paper considers a neural network semi-empirical method for identifying patterns of behavior and forecasting movements of a dynamic object located in the proximity of the controlled object.

Models based only on experimental data, for example, using various modifications of recurrent neural networks, such as RNN or LSTM, often have significant drawbacks, such as:

• Low accuracy of forecasting in conditions of intensive maneuvering of the observed object,

• Inadequate estimates of movements that may conflict with the actual physical limitations of the dynamic object,

• The difficulty of interpreting the results of the model based on the principle of the "black box",

• Lack of ability to just make minor adjustments to the model's work,

• Lack of explicit ability to use knowledge about the physical features of the observed object.

Unlike completely empirical models, the proposed approach allows one to take into account a priori information about the observed object, its mathematical model of motion, aerodynamic characteristics, etc.

The main idea of the proposed approach is to convert the system of equations of motion of a dynamic object into a neural network representation, and then refine the model using meta-training.

The proposed approach allows combining the advantages of fully empirical models with the already known physical and mathematical models of observed objects.

Existence and stability of spacial oscillations in vicinity of relative equilibria for the satellite with variable masses redistribution

[1]Kosenko I.I., [2]Burov A.A., [1]Kirienko A.A.
[1]MAI, [2]FRC CSC RAS, Moscow, Russia

At the dawn of studying the dynamics of satellites, in the so-called "satellite approximation", that is, in the case of the satellite's dimensions are essentially smaller than the distance to the attracting center, it is a partial separation of motion: the rotary motion of the satellite around the center of mass does not significantly affect the Keplerian motion of the satellite center of mass. At the same time, the motion of the center of mass of the satellite significantly affects the change in its orientation. The use of the true anomaly as an independent variable is probably based on the work of Binet, which makes it possible to integrate the Kepler problem and one of the two bodies. Subsequently, a similar variable was applied in the three-body problem by Levi-Civita and Nechville.

This property of the center of mass motion, which was observed, allowed Beletsky to use the true anomaly as an independent variable after the mentioned classics. The so-called Beletsky equation was derived, which was successfully applied to describe the dynamic properties of satellite motion in circular and elliptic orbits. Probably, the need to compensate the satellite vibrations arising from

the redistribution of internal masses, for example, crew displacement, fluid circulation, led to the idea of forcibly redistributing the satellite masses depending on its position in the Kepler orbit. The beginning of studies on the existence of relative equilibria of satellites and their stability with a periodic distribution of internal masses was found in the above works.

In this article, we consider the study the dynamics of the relative motion of a satellite with variable properties of inertia, the object of research is an attracting center that is stationary in space with a satellite with a pulsating inertia tensor. To solve this problem, the main assumptions were put forward: the satellite approximation (the center of mass moves along the constant prescribed Keplerian orbit) and the satellite deformation are such that the main central axes of inertia are fixed relative to its "rigid" frame (only the values of the moments of inertia can change). After a series of estimations, numerical and graphical solutions have been obtained.

The method of calculating the resource of regulated units of helicopters on the principle of safe damage

[1]Ledyankin M.A., [1]Nedelko D.V., [2]Shakirov M.Z., [2]Korotkov L.V.
[1]KNRTU-KAI, [2]Kazan Helicopters, Kazan, Russia

The method is a further development of the universal method of establishing the resource of aircraft structures. In relation to regulated structures, the universal method was developed by the authors of this work. This work is a further development of the universal method for the design and operation of controlled aircraft structures on the principle of safe damage. The universal method is based on statistical material, which allows to take into account many factors that affect the value of the resource. These factors include both parameters that do not depend on the developer (the spread of external loads, the spread of material properties), and errors of developers, manufacturers, metallurgists, operators. Currently, the operation of aircraft is carried out on the principle of safe damage, which consists in operating with existing damage. Leading aviation companies have developed standards allowing the operation of the aircraft with cracks in the power and its critical units. However, these standards do not apply to regulated structures. When a crack is detected, the developer (or operator) can only state the possibility or not the possibility of further operation of the aircraft or the need for its repair.

In this paper, the following sequence of actions is proposed in case of detection of a crack in a controlled unit. Measured parameters of the crack, creates a finite element model adjustable design with crack are the voltage taking into account the weakening of the cross section of the structure cracked and is the value of residual resource by the developed by the authors in relation to regulated structures a universal method of establishing resource. The value of the residual life in such a statement of the problem can be controlled by varying the adjustment parameters, the reliability coefficient, the given probability of failure, the intervals between periodic inspections. The choice of variable parameters is at the discretion of the developer.

The kinetics of crack development is solved on the basis of the theory of limit States of a body with a crack, in particular, linear fracture mechanics using the Paris-Walker equation. The real range of loading is replaced by the averaged one obtained on the basis of operating experience. As a result of the calculated estimates on the example of a real helicopter design, the possibility of safe continuation of the helicopter flight in the case of the origin of a fatigue crack is shown.

Analytical solution of strapdown INS differential error equations for an object moving along equator

Loginov M.Y., Chelnokov Yu.N.
IPMC RAS, Moscow, Russia

Finding the analytical solutions for differential equations of strapdown INS errors is an important problem in the theory of inertial navigation. This paper considers the differential error equations of strapdown INS, functioning in the normal geographic frame (NGF), for the case of an object moving along the Earth's equator with constant speed and height. For this case, we derived the exact analytical solution of linear differential equations of strapdown INS errors of estimating the curvilinear coordinates (longitude, latitude and altitude) and the projections of relative velocity on

the axes of the NGF. These equations form the system of equations of the 6-th order. The correctness of the derived analytical solution if proved using the numerical integration of the linear differential error equations in this particular case of motion.

The derived solution allowed to determine the properties of the equations for strapdown INS in this particular case of motion, and also to analytically estimate the effect of the inaccurate initial conditions of integrating (inaccurate initial alignment) on the accuracy of estimating the parameters of navigation.

Unlike the works of other researchers, the solution is presented in compact and convenient form, and the exact formulas for calculating the roots of the 6-th order characteristic equation of the integrated differential error equations are derived. These formulas allow to express the mentioned roots through the parameter of the unperturbed motion of an object.

The analysis of the derived solution shows that the errors in latitude and northerly component of relative velocity, which are determined by the inaccurate initial conditions of integrating, are harmonic (oscillatory) with periods close to the Schuler period (84.4 min). The errors in longitude, altitude, vertical and easterly components of relative velocity are composed of harmonic oscillations with periods, close to the Schuler period, and exponential components. The latter consist of components which increase over time and components which decrease over time. Thus, eigenmotion is stable in the sense of Lyapunov relative to latitude and northerly component of relative velocity, but unstable relative to longitude, altitude, and also vertical and easterly components of relative velocity of an object.

This research is accomplished within the government contract (#AAAA-A18-118042790045-5) and with partial financial support of RFBR (project 19-01-00205).

Mathematical simulation of aerodynamic phenomena using the “wall law” boundary condition in the EWT-TsAGI software package

Matyash I.S., Lysenkov A.V.
TsAGI, Zhukovsky, Russia

Presently, for the gas flow numerical investigation, the Reynolds equation system (RANS) closed by one of the known turbulence models is mostly used. However, for the correct description of separated flows, for example, the Large Eddy Simulation (LES) and its modifications (the Detached Eddy Simulation – DES) are preferred [1]. The methods above impose strict requirements on the calculation grid near the body surface for the correct simulation of the boundary layer. In this case, the time step is determined by the smallest cell size and millions of iterations are required for the solution convergence, especially in the case of a non-stationary flow.

One of the ways to reduce the calculation time (owing to the time step increase) is the wall function method (in this paper, the “wall law” boundary condition (BC) proposed by Vlasenko VV [2]). This method, due to the assumption of the turbulent boundary layer profile universality and some other assumptions, allows to increase the wall cell size essentially (up to two orders of magnitude). This paper presents the results of testing one of the “wall laws” BC implementations for Spalart-Allmaras (SA) and Menter’s Shear Stress Transport (SST) turbulence models in the ZEUS code of the EWT-TsAGI software [2]. The calculations are performed for three characteristic test cases. The calculation with a standard «non-slipping» BC for the detailed grid and the calculation with the “wall law” BC for the thinned out grid are compared. The distributions of the drag and pressure coefficients and the boundary layer profiles in chosen sections are compared. The analysis of the results shows a good agreement in the case of the SA turbulence model (less than 2% for the pressure and drag coefficients – Cp and Cf). For the SST turbulence model, there are regimes with unsatisfactory data matching. It results in the necessity of corrections for the “wall law” BC in the case of SST.

The work has been performed in the framework of the state contract of the Ministry of Industry and Trade of the Russian Federation (No. 17112.1770290019.18.016, code "Inlet-2").

References:

1. A.V. Garbaruk, M.Kh. Strelets, M.L. Schur. Simulation of turbulence in the calculations of complicated flows. St. Petersburg, Polytechnic University, 2012.

2. Practical aspects of solving the internal and external aerodynamics problems using ZEUS technology as part of the EWT-TsAGI package. Collection of articles, TsAGI's Proceedings, issue 2735, 2015.

Computer analysis of ordered ternary alloy field ion images

[1]Medvedeva E.V., [2]Aleksandrova S.S.
[1]IEF UbRAS, [2]MAI, Moscow, Russia

The aim of the work was to study phase formation and structural transformations in the Au35.3Cu52.6Pd12.1 alloy in the process of low-temperature atomic ordering by field ion microscopy (FIM). The use of FIM allows the direct study of the real structure of the crystal lattice at the level of individual atoms, to work with an atomic-pure surface, and at the same time to analyze the volume of the material in the process of field evaporation of surface atoms. To interpret the ion images of superstructural defects, a specially developed computer software system was used, which allows comparing the images obtained with the help of FIM with model images, in which the location and chemical nature of each atom is precisely known. Computer algorithms and programs were developed to construct model field ion images of the ordered L10 structure formed in the alloy. Modeling and analysis of ion contrast disturbances caused by superstructural defects was based on the theory of geometric contrast. A comparison was made of computer modeling of images with the experimentally obtained ion microcarcinoma real samples.

It was shown that the removal of internal stresses in gold – copper – palladium alloys with a superstructure of L10 during low-temperature ordering occurs in two ways: the emergence of C-domain lamellae in the early stages of ordering and the implementation of intensive phase recrystallization. Analysis of changes in ion contrast characteristics such as the regularity of the ring pattern and the degree of filling of the superstructure planes depicting rings compared to the CuAu binary alloy showed that palladium atoms are in the same sublattice with gold atoms of the L10 superstructure. It was found that the alloy Au35.3Cu52.6Pd12.1 atomic ordering is a phase transformation of the first order, which occurs by nucleation and growth of highly ordered L10 domains. With increasing annealing temperature, intensive recrystallization of the alloy led to the formation of micron-sized monodomains.

Providing of the aircraft maintenance procedures complex adequacy assessment, that is implemented in the aviation practical simulator

Michkasov V.E.
MSTU CA, Moscow, Russia

It is impossible to imagine the formation of professional skills of an engineer in real conditions of technical operation without the use of simulators that simulate the operation of technical systems implemented in the software of the computer complex of the simulator. Simulation of technical processes by means of computer technology is possible if the condition of adequate provision of physical reality in the mathematical model is carried out. The term of adequacy describes the similarity between the simulator and the real aircraft in the technical operation. There are the following main components of the adequacy of the models of the procedural simulator: the adequacy of goals and conditions, the adequacy of information flows; the adequacy of the mathematical model, ergonomic adequacy.

The adequacy structure of goals and conditions means that the simulator and the real object assumes the possibility of setting the same goals and objectives of operation. The adequacy of information flows implies the availability of the model, reflecting the ability of technical specialists to perceive this simulator as a tool for studying the material part and the ability to interpret the result of the analysis of technical works on the simulator. The adequacy of the mathematical model has a connection with the effectiveness of the simulator as a characteristic that reflects the relevance of the simulator model to the results of the study from the point of view of the technical operation of a real aircraft. Ergonomic adequacy covers such characteristics as accuracy and correctness of the model. Accuracy means that the generalized characteristic of the mismatch of the corresponding parameter of the procedural simulator and the aircraft must be less than the specified error parameter [2].

Correctness describes compliance with the established rules of use of technical documentation when performing maintenance, as well as the sequence of behavior of aircraft systems on the simulator.

Thus, the overall adequacy of the procedural simulator can be defined as a system of functions, where the variables are the four components of the adequacy of the simulator. For validation of the simulator criterion of success in complex the adequacy of the simulator will be the closest approach of each component of the adequacy to unity, since the values of each component function is in the range from zero to one [3].

Modeling 3D parts in the SLM process

Molotkov A.A., Tretiyakova O.N.
MAI, Moscow, Russia

SLM (selective laser melting) layer-by-layer laser fusion technology is a relatively new additive manufacturing technology that allows to obtain products of complex shape that cannot be created using classical production methods.

In [1], we described our numerical simulation of heat transfer in the SLM process and comparison with calculations by other authors. Based on the results obtained, the programs SLMT1, SLMT2 were created. The SLMT1 program [2] simulates the heat transfer process within a melt pool. The SLMT2 program allows you to simulate heat transfer in the volume of the entire part in static and dynamic modes. An important part of it is the visual components that are responsible for displaying the results. The program has two visualization modes: two-dimensional and three-dimensional. This allows us to simplify the analysis of the data obtained during the numerical simulation as much as possible and, based on them, promptly make changes to the terms of reference for a machine operating on this technology.

The SLMT2 program is integrated into the software of the domestic production of machine ML6-1, which works using selective laser melting technology and is used in the selection of process parameters that provide the best density, surface quality and strength.

References:

1. Lebedkin I.F., Molotkov A.A., Tretiyakova O.N. Mathematical modeling of complex heat transfer in the development of laser SLM technologies. // Proceedings of the Moscow Aviation Institute: Electronic Journal, ISSN: 1727-6924, No. 101, 2018.

2. Tretiyakova O.N., Molotkov A.A. The SLMT1 program for calculating temperature fields for creating laser technological equipment for 3D-printing. Certificate of state registration of computer programs No. 2019618238. Application No. 20169616843. Date of receipt June 10, 2019 Date of state registration in the Register of computer programs June 27, 2019.

The tidal frequencies calculation problem in a model of visco-elastic Earth

Myo Z.A., Skorobogatykh I.V.
MAI, Moscow, Russia

The problem concerns the study of tides on Earth under the influence of the gravity of the moon and the Sun. Previously, the same problem was considered in [1]. This work is a generalization of the work [1], it discarded most of the restrictions and simplifications adopted in [1]. The earth is seen as a viscoelastic axisymmetric body containing an axisymmetric solid core within itself, and moving in the gravitational field of the Sun and moon, which for simplicity are considered as material points. The elastic displacements at the boundary of the viscoelastic part and the solid core are zero, and the rest of the boundary is free. The viscoelastic material obeys the Kelvin-Voigt model. The equations for the displacement vector are obtained from the Dalembert-Lagrange variational principle [2]. In this case, in accordance with the modal approach, the displacement vector is represented as a series of eigenforms of free oscillations of the elastic part. The result is an infinite system of ordinary differential equations for modal variables. To simplify the system, one can assume that the deformations occur quasi-statically, and therefore discard the inertial terms in the equations. Also, for simplicity, you can neglect the forms with the same number of nodes along the parallel and different along the Meridian, leaving only one of them with the lowest frequency. This simplified system allows us to obtain an approximate solution. It turns out that only in the equations for modal

variables with indices from zero to three will be present the right part, which means that the deformation of the rest of the forms will be (in terms of quasistatics) absent. From these equations it is possible to obtain expressions for modal variables, and, accordingly, for the displacement vector. When you consider that the right parts of the equations arise from gravitational interactions of the Earth and the moon and the earth and the Sun, and therefore are expressed through their radii-vectors, therefore they are expressed through the angles that define these radius-vectors and the angles which determine the orientation of the Earth in space. Since, at relatively small intervals of time, these angles can be considered uniformly changing, then decomposing the right parts of the equations into series by degrees of a small parameter (as which we can take the ratio of the radius of the Earth to the distance from the Earth to the moon).

The mathematical problem of finding task sets for a time-limited testing of a group of students

Naumov A.V., Cherygova E.E., Sapunova A.P.
MAI, Moscow, Russia

The paper investigates the task of searching for sets of test items for a time-limited testing of a group of students in a distance learning system based on data on the time taken to complete tasks by users of the system.

The selection of tasks for the generated sets is carried out by solving the stochastic programming problem with a quantile criterion. The complexity of tasks, initially determined by an expert, is adjusted using special algorithms based on the Rush model. A gamma distribution is used as a distribution of a user's response time to a task. The paper proposes an algorithm for determining the parameters of the gamma distribution of random time required by each user to solve each task. The gamma distribution parameters are selected so that the total time the student performed the test would also have a gamma distribution. The hypothesis that the time for solving each task has a gamma distribution with the parameters obtained using the specified algorithm, is checked using the Pearson criterion. This selection of the gamma distribution model allows you to accurately calculate the response time quantile used in the criterion. As a criterion in the problem, a convolution of two weighted normalized values associated with a deviation of the complexity of the generated test from a given level and a quantile of the test execution time is used. In the criterion function, there is a weight coefficient that allows you to adjust the importance of each component criterion. The original problem is reduced to the problem of mixed mathematical programming. Also, the paper proposes an algorithm for finding the exact solution to the formulated problem, based on its decomposition. The results of a numerical experiment are discussed.

Validity estimation the fuselage finite-element models in the hatch cutout zone

Pavelchuk M.V., Boldyrev A.V.
Samara University, Samara, Russia

Aim of the work is a validity estimation the calculations results the fuselage finite-element models (FEMs) in the large cutout zone for technical solutions at structural layout, found in [1]. The validity estimation technique FEM, containing the tasks and stages of research, is developed. In the proposed technique a solving formulated tasks is based on comparison with accurate analytical solutions and with data of full-size experiment, performed in TsAGI [2]. Calculation and analysis of the structures stress-strain behavior performed in the NASTRAN system [3].

A cylindrical shell loaded with internal overpressure is investigated. To verify the accuracy of FEM an analytical solution [4, p. 592] is accepted as reference gage. Recommendations for modeling such structures are given.

A framed cylindrical shell with a rectangular cutout, loaded with a torque, is considered. Structure contains 27 bulkheads and 32 stringers, located evenly on outside of shell. The results of a numerical experiment and full-size experiment [2] are compared. In FEM a skin shear stresses, stringers normal stresses, torsional angles of bulkheads sections, bulkheads strains, that limit the cutout, are validated.

Received results of research allow to conclude about validity modeling results the technical solutions a fuselage in the hatch cutout zone, taken in [1].

References:
1. Boldyrev A.V., Pavelchuk M.V., Sinelnikova R.N. Enhancement of the fuselage structure topological optimization technique in the large cutout zone // Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. 2019. vol. 26. no. 3. pp. 62-71.
2. Khlebutin N.V. Experimental research of stresses and strains under torsion a framed cylindrical shell with a rectangular cutout // Trudy TsAGI. 1961. vol. 816. 67 p.
3. Rychkov S.P. MSC.visual Nastran for Windows. Moscow: NT Press, 2004. − 552 p.
4. Young W.C., Roark R.J., Budynas R.G. Roark's Formulas for Stress and Strain. − 7th edition. − New York: McGraw-Hill Professional, 2002. − 852 p.

Development of template file in Excel to calculate dynamic characteristics of thin-walled axisymmetric structures containing liquid

Park SongYi, Grigoriev V.G.
MAI, Moscow, Russia

The first version of the program for calculating the dynamic characteristics of thin-walled axisymmetric structures containing liquid, based on the finite element method, was developed in the late 1970s in the ALGOL programming language for working on a BESM-6 computer. Then, as the computing facilities improved, the program was processed to work in the EU computer system in the PL-1 language (1982), to work on personal computers in MS DOS in the Quick Basic language (1989), and finally, in 2001 a visual Windows version in Visual Basic (VB). In the process of the described refining, computational algorithms and means of specifying initial data were improved. In the last two versions, the program in its working form represented a fully translated file in executable codes. This limited the possibility of modifying the algorithms embedded in the program. For research, it would be convenient to have access to the source code. The need to use a translator (preferably licensed) limits the operational capabilities of the researcher operating the program.

Due to recent circumstances, efforts have been made to translate program blocks into the Visual Basic for Applications (VBA) system in an Excel spreadsheet processor environment. Office programs are relatively inexpensive, and, as it turned out from practice, computing units that perform massive calculations typical for finite element algorithms can work in the latest version of the office program even faster than those translated from the same codes in the older version of VB.

Template file, processed by Excel, (in the latest versions named with the extension .xlsm or .xlsb file) contains a VBA project which is consisting of modules, what group the routines and functions, required to perform calculations, and screen forms that provide a visual interface to the project. The main composition of the project is named Fasan-E, which is reflected in the splash screen represented by the starting macro.

Multi-agent algorithms and expansion into systems of basis functions in optimal open-loop control problems for one class of nonlinear systems

Panteleev A.V., Karane M.M.S.
MAI, Moscow, Russia

The aim of the work is the use of multi-agent methods for conditional global optimization to find the optimal open-loop control through expansion by orthonormal system of basis functions defined on the interval of the system's functioning. Three multi-agent methods are considered: fish school search, krill herd and imperialist competitive algorithm.

A class of nonlinear continuous deterministic dynamical systems linear in bounded control is considered. The quality criterion is set by the Mayer functional. The desired optimal open-loop control is sought in the form of a saturation function, which should guarantee the fulfillment of the specified restrictions on the control of the parallelepiped type. The saturation function has a relay structure, and it is proposed to search for its arguments in the form of a linear combination of given basic functions. The value of the saturation function will depend on the argument sign: if the argument is greater than zero, then the function is equal to the right boundary in the control constraint, if less – the left.

Based on three multi-agent methods, the idea of a generalized algorithm is proposed. A group of agents is generated on an arbitrary set using uniform distribution. Agents are coefficients in a linear combination of basis functions, for which, for example, non-stationary cosine curves are considered. Having these coefficients, we can form an explicit form of the control function. Integrating the systems of differential equations describing the behavior of the control object model with the obtained control laws, we can find the trajectories and the criterion value. Therefore, a function is obtained that associates the value of the criterion with each set of coefficients from the expansion. After that, the operations of the optimization method are implemented, and the best pair is found: the expansion coefficients in the control and the corresponding criterion value.

This process is repeated a specified number of times. As a result, the best agent, the corresponding control and trajectory, and also the value of the quality functional are taken as an approximate solution to the problem.

Using this algorithm, software has been developed that allows you to solve a specially selected set of difficult to solve test problems of finding optimal open-loop control. In these problems, there are both local and global extreme points. The obtained numerical results confirmed the effectiveness of the developed algorithm.

Determination of natural frequencies and vibration modes of the blade with concentrated masses

Pantyukhin K.N.
Kazan Helicopters, Kazan, Russia

The calculation of the modes and frequencies of oscillation of the blade is the most important task for the design of the helicopter. The blades form an integral part of the rotor, and the rotor is the main control element and the vibration exciter in the helicopter. Thus, when developing a new blade design, it is required to rebuild its mass-stiffness characteristics with a sufficient degree of accuracy so as to avoid resonance. Since the very phenomenon of the resonance of the blade in the best case will lead to an increase in the level of vibration in the helicopter, and in the worst, to its crash.

The MATLAB package contains a program that allows you to calculate your own modes and frequencies of the blade with three degrees of freedom (in the plane of trust, in the plane of rotation, torsion), both coupled and decoupled vibrations. It allows you to build a resonance diagram of the blade. The basic equations of motion adopted in the program are based on the dissertation by A.Yu. Liss, “Study of the operation of a rotor taking into account bending in two planes and torsion”. To them is additionally added a block of equations describing the inclusion of concentrated masses in the blade structure. The number of concentrated masses is not limited.

The inclusion of concentrated masses in the program for calculating the natural frequencies and vibration modes of the blade allows at the stage of designing a new aerodynamic and mass-stiffness layout of the blade to rebuild it from resonance by varying the masses. It also allows you to analyze the impact of the installation of the balancing load on the blades from mass production at natural frequencies.

The effects of a different set of Arrhenius constants on the example of flow around a sphere

Popov V.E.
MAI, Russia, Russia

As the speed of modern aircraft is increasing, this leads to an increase in the speed of the incoming flow. This leads to an increase in temperature in the boundary layer, which in turn leads to the task of taking into account the heat flux into the wall.

For this purpose it is necessary to simulate the incident flow. But at some stages of the flight, intense chemical reactions take place in the incident flow, which significantly affect the heat flux, so this physical process must be taken into account.

Due to the fact that it is very expensive to conduct flight tests and the development of modern computing devices, methods of mathematical modeling are usually used.

In particular, the Navier-Stokes equations are used which include the equations of Continuity, Motion, Energy. Taking into account chemical phenomena, these equations are modified, chemical sources are added to them.

To find chemical sources, the rates of formation of chemical components, which can be obtained through Arrhenius constants, are used.

Arrhenius constants exist in the plural, but most of them are divided into Park constants and constants (Kana and Dan). Therefore, we consider these constants directly in this paper.

Data for verification was taken from the FUN3d site, flowing around the sphere with chemically nonequilibrium five component air. They were validated with the LAURA program, which is one of the best programs for modeling chemically non-equilibrium flows.

Problems of assessing the strength reliability of high-temperature heat exchangers with long operational resources at the design stage

[1]Popov V.Y., [2]Kashelkin V.V., [2]Fedorov M.Y., [1]Demidov A.S.
[1]MAI, [2]JSC “Red Star”, Moscow, Russia

The energy supply of space high power transport systems requires the use of heat exchangers (HE) for various purposes as part of an energy facilities.

Requirements for the minimum mass of the HE structure under conditions of intense mechanical loads and an uneven temperature field leads to the appearance of significant mechanical stresses in the most "problem" places of the structure.

In the case when the operational resource of the facilities is several tens of thousands of hours, and the temperatures reach the creep temperatures of the structural material, it becomes necessary to take into account the mechanisms of changing the material properties, as well as changes in the stress state of the structure over time, which directly affects the strength reliability.

Justification of the strength reliability of HE, with long operational resource is a very complex engineering task, which must be solved using various methods.

To take into account the influence on the stress-strain state of all elements of the HE with branched structure, analytical methods will be insufficient and it is necessary to resort to a numerical experiment.

After determining the stress-strain state of the HE, a structural failure diagram is built taking into account the strength and deformation criteria for each temperature zone, then a strength reliability scheme (SRS) is built on its basis. Further, on the basis of SRS, a mathematical model of reliability is built, which includes indexes of the reliability of elements of HE.

The calculation of the reliability indexes of each element from the SRS is reduced to determining the quantile of the Gaussian distribution "γ", determined on the basis of the calculated stresses and the conditional failure stresses for each loading mode, and taking into account the variation coefficients with the subsequent determination of the value of the integral function $\Phi(\gamma)$.

Further, stress relaxation curves are constructed on the basis of the steady-state creep equation using the coefficients obtained from processing the creep test results of the structural material and the long-term strength curves based on data from regulatory documents. Then, these curves are used to construct a three-dimensional probability density function, the results of the study of which determine the conditions for maintaining the strength reliability over the entire resource.

Coastal Navigation by the Solar Sail

Rodnikov A.V.
MAI, Moscow, Russia

Using the standard physical units, one seems that the solar pressure is very small. Nevertheless, there are situations in which the force created by it is the main factor of motion. For instance, some light spacecraft equipped with the solar sail can move quite efficiently with respect to a heavy heliocentric space station, i.e. make a kind of the coastal navigation. Velocities during such journey will be as at the slow walk , but they are quite sufficient for moving some structural elements to another part of the station, external observation of the station itself, etc.

The mathematical description of the solar pressure effect on a flat reflector is similar to the description of a wind effect of on the yacht sails. However, there is no fluid medium in the outer space, so there is no resistance that allows moving against the Sun. That is, a solar sail alone cannot create an acceleration directed at an acute angle with direction to the Sun. Nevertheless, one can restrict motion of the apparatus with the solar sail by a certain constraint and achieve, as result, the same effect as with the motion of the keeled ship. Constraints can be realized by tethers or specially constructed solid guides.

In this paper the model of motion of a light spacecraft equipped with the solar sail near a heavy heliocentric orbital station is constructed. The case of motion restricted by bilateral or unilateral constraints is considered under assumption that the sail can be rotated at any angle to the direction to the Sun. Particularly the spacecraft motion along a straight tether, along some solid curved guides is studied. Moreover, some facts of such spacecraft motion if it is tethered to station are given.

Comparative analysis of the one-step Galerkin method and other numerical methods for solving systems of ordinary differential equations

[1]Russkikh S.V., [2]Shklyarchuk F.N.
[1]MAI, [2]IAM RAS, Moscow, Russia

A detailed comparative analysis of the proposed original approach to solving systems of ordinary second-order nonlinear differential equations with variable coefficients under given initial conditions and traditional approaches, such as the Runge-Kutta method and the fourth-order Adams method, was performed.

When integrating the system with the proposed method, at each integration step, unknown functions are represented as sums of linear functions that are an explicit Euler solution and satisfy the initial conditions, and a finite series of correcting power functions that are identical at all steps with unknown coefficients. It is proposed to use the simplest power monomials or polynomials that are formed from them by linear combinations and which satisfy certain relations at the ends as correcting functions. Unknown coefficients are determined from solving a system of algebraic equations based on the Galerkin method. This system is solved at each step by the iteration method, and the solution of the linearized problem is used as the zeroth approximation.

As an example, a comparison is made with the analysis of the accuracy of the solution of a second-order nonlinear differential equation with cubic nonlinearity at different time intervals and at different integration steps. To assess the accuracy of the solution at each step, the total energy of the mechanical conservative system under consideration is calculated. It is shown that, starting from some integration time, the Runge-Kutt and Adams methods give incorrect results, which is explained, first of all, by the compression and time shift of the periodic solution of the differential equation, i.e. a slow decrease in the oscillation period occurs. The solution obtained by the Galerkin method preserves the given accuracy over the entire integration time, which was set up to values approximately equal to 16,000 oscillation periods.

This work was financially supported by the Russian Federal Property Fund (project code 18-08-00778 a).

Aeroelastic vibrations of a membrane high aspect ratio wing in a subsonic flow

Rybkina N.M., Grishanina T.V.
MAI, Moscow, Russia

In the design of the wings of ultralight aircraft membrane elements are often used to significantly reduce the weight of the aircraft structure. The design of such a wing consists of a front spar with a profiled nose and a rear beam, which are interconnected by thin-walled ribs that are not deformed in their plane, and membranes stretched between them. To create the aerodynamic profile of the wing a lightweight foam-type filler is used. Membrane tension can be controlled by the relative displacement of the rear beam in the wing plane due to small changes in the lengths of the ribs. Due to this there is a change in the distribution of aerodynamic pressure over the surface of the wing, and the wing profile is also deformed.

The subsonic flow around a deformable straight wing of large elongation is considered. The plane flow hypothesis (aerodynamic hypothesis of plane cross-sections) is used. To write the equations of aeroelastic vibrations, the finite element method is used. The transverse movements of the membrane end element vary linearly, and the aerodynamic pressure is determined depending on the transverse movements of the element based on the exact solution. The kinetic energy of the finite elements is recorded directly through the nodal displacements of the membrane.

Under certain relations of membrane tension and velocity head a loss of static and dynamic stability of wing oscillations can occur. For the membrane wing the critical divergence speed is less than the flutter speed. Using the calculation example we estimated the effect of membrane tension on the critical value of the divergence speed.

This work was financially supported by the Russian Foundation for Basic Research (project code 18-08-00937).

Turbofan Nacelle Design with taking into account Laminar-Turbulent Transition

Savelyev A.A., Matiash E.S., Troshin A.I., Ustinov M.V.
TsAGI, Zhukovsky, Russia

The main instrument to solve the practical problems of computational aerodynamics are calculations based on the Reynolds average Navier-Stokes equations (RANS). It is expected that in the next decade such a situation as a whole will continue. However, using the RANS approach, a correct description of the laminar-turbulent transition process is problematic: when averaging the Navier-Stokes equations system in time, information about the linear phase of perturbation growth in the flow is lost.

At the present time, there are several approaches to the determination of the position of the laminar-turbulent transition (LTT), suitable for use in conjunction with calculations based on RANS: the eN-method, low Reynolds number turbulence models, simulation of the LTT based on empirical correlations using local formulas (Local Correlation-based Transition Modeling – LCTM). In this paper, the LCTM approach is chosen, specifically, the γ-model of Menter et al. is used, which is the evolution of the well-known γ-Reθ model developed by Langtry and Menter.

The original formulation of the γ-model does not describe the effect of boundary layer stabilization at Mach numbers M = [0.6, 1.0]. To account for this effect, which plays an essential role in the problem under consideration, a correction is added to the original model for the value of the critical Reynolds number of the LTT, which depends on the local Mach number. The correction is validated by comparing the results of the model with the eN-method. As a test problem, transitional flow over the laminarized LV6 airfoil with Mach number varying in [0.23, 0.8] and zero angle of attack is considered.

After verification and validation, the γ-model with compressibility correction was included in the optimization cycle for the design of turbofan engine nacelle. The axisymmetric formulation of the problem is considered, and the shape of the fan cowl is varied. The paper compares the optimal laminar and the optimal turbulent nacelle shapes.

An estimation of the effective thrust losses reduction is made. It is shown that the effective thrust losses of the optimal nacelle with a laminarized cowl is ~1.5 % less than turbulent one. The length of the laminar region is approximately 50 % of the length of the fan cowl.

The presented work was carried out within the framework of the state contract of the Minis-try of Industry and Trade of the Russian Federation № 17112.1770290019.18.016, the code “Vozdukhozbornik-2”.

Study of the body motion on a rough plane with the internal mass moving along an ellipse

Sadigov A.S., Belichenko M.V.
MAI, Moscow, Russia

The work is devoted to the study of the mobile robot movement on a horizontal rough plane. The robot consists of a body moving on a plane and a material point moving in a vertical ellipse relative to the body. The case of one-dimensional motion of the body is considered.

It was found that, depending on the parameters of the problem, the body can quiescent or make one of three types of motion. With the movement of the first type, the body makes a periodic movement with two long stops for the internal mass movement period, and the average movement of body for the period is zero. With the second type of movement, the body moves with one stop per period, and the movement per period is positive. In the case of the third type of movement, the body moves without long stops, and the average movement for the period of circulation of the internal mass is positive.

In the parameter plane (first parameter is the relationship of gravity system to a relative acceleration of the internal mass and the second parameter is the friction coefficient) for various values of the ratio of the semiaxes of the ellipse identified areas that meet each type of movement. The boundaries of the body quiescent region, as well as the condition of motion without jumping are found analytically, and the boundaries between the regions with different types of motion are obtained by numerical integration of the equations of motion of the system.

It is found that the more narrowed the ellipse of the internal mass trajectory, the smaller the body motion region. Moreover, the proportion of the parameter area corresponding to the second type of motion increases, while the proportion of areas corresponding to the first and third types of motion decreases.

This research was supported by a grant of the Russian Science Foundation (project no. 19–11–00116) and was carried out at Moscow Aviation Institute (National Research University).

Investigation of resonant periodic motions of a satellite relative to the center of mass in the presence of multiple resonances

Sitnikova O.R., Kholostova O.V.
MAI, Moscow, Russia

The motion of a dynamically symmetric satellite relative to the center of mass in the central Newtonian gravitational field in an elliptical orbit with small eccentricity is considered. The neighborhood of one of the stationary rotations of the satellite existing in a circular orbit (hyperboloidal precession) is investigated. In this case, we consider the parameter values, for which a double combinational third-order resonance and a fourth-order combinational resonance is realized in the reduced two-degree-of-freedom system in a circular orbit, as well as their small neighborhood.

The problem is solved of the existence, number, and stability in the linear approximation of resonant periodic motions of the satellite in the vicinity of the periodic motion that is generated by the hyperboloidal precession in a weakly elliptical orbit. A small resonance detuning is introduced along one of the frequencies.

Using the Poincare small parameter method, for the resonance and near-resonance values of the parameters we have constructed 2p-periodic in n (n is true anomaly) satellite motion generated by hyperboloidal precession in the circular orbit. By the Deprit-Hori method, the Hamiltonian of the system is normalized in the vicinity of this motion (taken as unperturbed) in terms up to fourth order inclusive with respect to perturbations, taking into account the existing resonances. An approximate (model) system is examined, in which the resonance detuning is considered as a parameter. The equilibrium positions of the system are determined; their bifurcations (depending on the value of this parameter) and stability in the linear approximation are investigated. A comparison is made with the corresponding results in the case of the exact resonance [1].

The obtained equilibrium positions of the model system generate 10p-periodic with respect to n, analytical in e (where e is the eccentricity of the orbit) solutions of the complete system that describe the motion of the satellite symmetry axis in the vicinity of the hyperboloidal precession. Stable in the linear approximation and unstable equilibrium positions correspond to stable in the linear approximation and unstable periodic satellite motions.

Assessment of fatigue life and determination of critical plane for multiaxial cyclic loading

Stratula B.A.
MAI, Moscow, Russia

It is shown by operating experience of various structural elements that natural cyclic regimes and loading conditions are rarely can be reproduced in laboratories in simplified fatigue experiments such as tension, bending or torsion. Typically, structural elements are subject to complex (triaxial) stressed states. The in-service loads applied to real components are generally multiaxial and combine different loading modes, such as tension–compression, tension–tension, bending and torsion. For example, the in-service loading mode of train wheel axles is rotating–bending. Turbine rotor components are often subjected to static loads because of centrifugal force and additional bending and/or torsion loads because of vibrations induced via the gas or steam flow. In this case it is necessary to use multiaxial fatigue limit criteria. Modern fatigue criteria make it possible to evaluate amount of cycles N to breakdown either of a specimen or a construction element (so called fatigue life). Additionally, an arbitrary shift of phases between cyclic stress components and an orientation of a critical plane are taken into account. The analytical procedure to calculate the critical plane's orientation is proposed for the case of multiaxial cyclic loadings with an arbitrary shift of phases for the classic fatigue range – low- and high-cycle fatigue. The procedure is based on the well-known criterion by Papadopoulos. For the compressor's disc of a turbo shaft engine calculations such as determination of a stress state and locating a zone with the highest stress values were made. The assessment of amount of cycles N to breakdown was given based on the calculations above.

Orbital stability analysis of short-periodic motions arising from cylindrical and conical precessions of a dynamically symmetric satellite

Sukhov G.A.
MAI, Moscow, Russia

We consider motion of a dynamically symmetric rigid-body satellite on a circular orbit in central Newtonian gravitational field. In this case the equations of motion admit particular solutions known as Cylindrical and Conical precession [1]. In the neighborhood of cylindrical and Conical precessions there exist periodic motions which describe oscillations of the satellite's dynamical symmetry axis about the corresponding precession. The existence of these motions follows from the theory developed by A. M. Lyapunov. These periodic motions can be obtained in form of small-parameter power series of oscillation amplitude.

In this work we compute existence domains of short-periodic motions arising from Conical and Cylindrical precessions of a symmetric satellite in the problem's three-dimensional parameter space. For all admissible parameter values we investigate the problem of linear orbital stability of the aforementioned families of periodic motions.

To obtain periodic motions in case of small values of oscillation amplitude we use the method of Normal Forms. To compute the periodic motions in case of non-small values of oscillation amplitude a numerical method proposed by A. G. Sokolskiy and S. R. Karimov in work [2] and developed in works [3, 4] was used.

This work was supported by Russian Science Foundation grant № 19-11-00116 and carried out in Moscow Aviation Institute (National Research University).

1. G. Duboshin. Particular solutions to a general problem of translational and rotational motion of a spheroid under gravitational pull of a ball // Astronomical Journal. 1959. Vol. 36. 5. P. P. 890-901.

2. S. Karimov, A. Sokolskiy. Method of numerical continuation of natural families of periodic motions of Hamiltonian systems, Preprint Nr. 9, Institute of Theoretical Astronomy of the Academy of Sciences of the USSR, Moscow, 1990.

3. B. Bardin, E. Sukhov. On the algorithm for numerical computation of periodic motions of a Hamiltonian system with two degrees of freedom // Abstracts of LIV All-Russian conference on problems of dynamics, physics of plasma particles and optoelectronics / RUDN, Moscow, 2018.

4. E. Sukhov, B. Bardin. Numerical analysis of periodic motions of a dynamically symmetric satellite originating from its hyperboloidal precession // Engineering journal: Science and Innovation. 2016. Vol. 53.

About database preparation of thermal properties of materials for the development of laser technology

Tretiyakova O.N., Knyazev A.A., Chelyshev A.A.
MAI, Moscow, Russia

When creating new laser technologies: SLM (selective laser melting) and DLM (directive laser melting), there is a need for mathematical modeling of thermal processes under the influence of laser radiation on the processed material. The numerical simulation of heat transfer for the SLM process was described in [1]. Using similar approaches for DLM technology, the laser cutting technological process, we solved the problem of heat transfer modeling to select the optimal parameters for laser separation of silicon and sapphire wafers into chips.

To do this, an MSSQL database was created, a program for calculating the intensity of a unimodal Gaussian laser beam incident on the surface of the plates was compiled, a three-dimensional temperature field was simulated using the finite element method using the ANSYS package. The parameters of the laser cutting process were selected: laser power was selected at which all temperature conditions are observed and the required quality of the cut chips for silicon and sapphire wafers is ensured. The database is a universal tool for organized and structured storage of information: you can add and edit tables, create relationships between them, change the number of columns and cells in them, add or delete data, and automate the process of adding new data. It was for this purpose that it used in the work.

As a result of using the created database, it was possible to accelerate the process of technology creating and to select the optimal parameters that may by practically realized in the technological process. The developed MSSQL database can be further use in modeling other technological processes.

1. Lebedkin I.F., Molotkov A.A., Tretyakova O.N. Mathematical modeling of complex heat transfer in the development of laser SLM technologies. // Proceedings of the Moscow Aviation Institute: Electronic Journal, ISSN: 1727-6924, No. 101, 2018.

Switching optimization in linear-quadratic control problems of continuously discrete systems

Uryupin I.V.
MAI, Moscow, Russia

The linear-quadratic problem of synthesis of optimal control of switched systems is considered [1]. Switched systems belong to the class of hybrid systems. A continuous change in the state of the system is described by linear differential equations, and instantaneous discrete changes in the state (switching) are described by linear recurrent equations. Moments of switching, as well as their number are not set in advance. The quality of control is characterized by a quadratic functional, which takes into account the costs of each switching.

Along with the task of synthesis of optimal control, the problem of minimizing the number of switchings [1], which is characteristic of hybrid systems, is considered. A feature of the synthesis of optimal switched systems is that the price function of the problem under consideration is not quadratic. Therefore, it is proposed to construct a price function from auxiliary, momentary price functions, each of which is quadratic and is defined as the minimum value of the quality functional at fixed switching times. The optimal positional control, while linear in state, depends nonlinearly on the switching times. The optimization of switching moments becomes the last stage of the synthesis.

The developed synthesis algorithm allows you to find the optimal parameters such as: the number of switchings, switching times, as well as control the movements of the system in the continuous and discrete parts. The application of the developed algorithm is demonstrated by the example of a problem with the exchange of control channels.

This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research (project No. 18-08-00128a).

References:

1. Bortakovsky A.S., Uryupin I.V. Minimization of the number of switching optimally continuously discrete controlled processes // Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Theory and Control Systems, 2019, No. 4. S.29-46.

Study of high-frequency oscillations and waves in Hall thruster plasma with two-dimensional full kinetic axial-azimuthal model (Full PIC 2D3V)

Khmelevskoi I.A., Tomilin D.A., Lovtsov A.S.
Keldysh Research Center, Moscow, Russia

Hall thruster (HT) is a plasma device in the coaxial channel of which an axial electric and radial magnetic field is created. Despite more than a half-century history of the study of physical processes occurring in a HT discharge plasma, a number of open questions remain. One of such questions is the anomalous conductivity across the magnetic field: the classical collisional transport mechanism on heavy particles and the wall conductivity is not enough to describe the experimental value of the electron current [1].

Radial-axial geometry is typical for HT modeling; for such models, it is possible correctly to take into account the interaction with the wall and secondary electron emission. Nevertheless, these models do not provide an correct value of the electron current without artificial increase due to Bohm conductivity, which does not reflect the physics of the process. On the other hand, azimuthal oscillations and waves in a plasma can significantly affect the electron current in a HT [2], however, this effect can be directly taken into account either in three-dimensional models or in axial-azimuthal discharge models.

The report is devoted to numerical study of high-frequency oscillations and waves in the frequency range 1-150 MHz in HT plasma. The study is carried out using a completely kinetic two-dimensional coordinate and three-dimensional velocity axial-azimuthal model. The calculation of plasma parameters is performed by the particle-in-cell method in a self-consistent electric and external magnetic fields. The report presents both one-dimensional (averaged over the azimuthal component) and two-dimensional distributions of the main parameters (potential, concentration, electron and ion velocities, etc.), as well as the main characteristics of the observed waves.

References:

1. J.-P. Boeuf, Journal of Applied Physics 121, 011101 (2017).
2. V. Nikitin, D. Tomilin, A. Lovtsov and A. Tarasov, "Gradient-drift and resistive mechanisms of the anomalous electron transport in Hall effect thrusters", EPL, 117 (2017) 45001.

Investigation of the stability of the relative equilibria of a satellite carrying a point mass in an elliptical orbit

Kholostova O.V.
MAI, Moscow, Russia

The motion of a satellite (solid) relative to the center of mass in a central Newtonian gravitational field in an elliptical orbit of arbitrary eccentricity is considered. It is assumed that along one of the principal central axes of inertia of the satellite, point mass moves in a predetermined manner. We study the particular motions of the satellite described by an equation of the V.V. Beletsky equation type.

Earlier [1], the law of motion of a point mass was found for which this equation allows two particular solutions corresponding to the relative equilibria of the satellite in the orbital coordinate system, and a linear analysis of the stability of these equilibria was carried out in [1]. In the plane of parameters (the eccentricity of the orbit and the dimensionless inertial parameter) for both relative equilibria, the linearly stability regions as well as the parametric resonance regions were constructed.

The purpose of this work is to carry out a nonlinear stability analysis of the studied equilibria in the linearly stability regions and on boundary curves. For this, using the constructive algorithm, the area-preserving mapping generated by the motions of the corresponding Hamiltonian system is normalized over a period. Then, using the normalized function, the normalized Hamiltonian is restored, and the known stability criteria for nonlinear, time-periodic one-degree-of-freedom Hamiltonian systems are checked.

It is established that in the linearly stability regions in the absence of the fourth-order resonances the conditions of the Arnold-Moser theorem are always satisfied, and, in particular, there is no degeneracy. Thus, in these cases, the relative equilibria under study are stable. In each investigated linearly stability region, there is one fourth-order resonance curve. It is verified that the stability

condition is always satisfied on the resonance curves. For the boundary curve initiating from the coordinate origin of the parameter plane, instability occurs for both equilibria. For the first (second) equilibrium, we have stability on all left (right) boundaries of the instability regions, and instability on all right (left) boundaries.

This work was carried out within the framework of the state assignment (project No. 3.3858.2017/4.6).

References:

1. Markeev, A.P., Dynamics of a Satellite Carrying a Point Mass Moving about It, Mech. Solids, 2015, vol. 50. no.. 6, pp. 603-614.

Dynamic of composite elements of constructions with multiple interlaminar defects under action of nonstationary load

[1]Khomchenko A.V., [2]Medvedsky A.L., [3]Martirosov M.I.
[1]Irkut Corporation, [3]MAI, Moscow, Russia
[2]TsAGI, Zhukovsky, Russia

Safety level of aircraft structures created on the basis of integration new materials and technologies should be no lower of safety level of aircraft structures created on the basis of traditional materials and technologies.

Important problem at use polymer composite materials for manufacturing modern aircraft structure elements is presence interlaminar defects and damage, which are divided into:

• Defects and damage, which occur during mass-produce and maintenance service;

• Defects and damage, which occur after shock influence during exploitation.

In work consider cylindrical stiffened (as reinforcements used four stringers) panel with a=750 mm length, b=490 mm width and arched boom c=7.38 mm. It is assumed that between the all layers there is elliptical delamination with axis d=36 m, e=26 mm. Panel is fabricated from carbon plastic on based of prepreg Hex-Ply M21/34%/UD194/IMA (carbon tape IMA on based of high-strength fabric HexTow IMA-12K and epoxy modified binder M21) manufactured by Hexcel Composites (USA). Thickness of monopoly is h=0.184 mm. Format of panel's skin layup is: [+45°/-45°/0°/90°/0°/0°/+45°/-45°/-45°/+45°/0°/0°/90°/0°/-45°/+45°]. Stringer represent single piece from two parts L-shape manufactured from HexPly M21/34%/UD194/IMA. In the molding process a solid structure at the docking points of stringer and skin laid the technological element (bundle). Format of panel's stringer layup is: [+45°/-45°/90°/0°/+45°/-45°/-45°/+45°/0°/90°/-45°/+45°].

Nonstationary blast load with energy of blast E=209.2 kJ is consider as an external load. Epicenter of explosion located on 500 mm from outside surface of panel. Pinned constraint of longer edge is used as boundary condition.

Panel model is created and solved by finite element method (FEA) in LS-DYNA.

At the results presents field of displacements, active pressure on the outside surface of panel, stress and strain in panel's plies.

Then calculated failure index and safety factors by following failure criteria: Hashin, Chang-Chang, Puck, LaRC03.

On the stability study of planar pendulum-like motions of a satellite in a circular orbit in the case of fast rotations

Chekina E.A., Chekin A.M.
MAI, Moscow, Russia

We consider a satellite modeled by a rigid body, the center of mass of which moves in a circular orbit. It is assumed that the satellite has the geometry of mass of a plate and in unperturbed motion, the plane of the satellite is perpendicular to the plane of the orbit. In this case, the motion equations admit families of solutions corresponding to planar pendulum-like motions. Depending on the value of the energy constant, these motions can be either planar oscillations or rotations. In [1-3], the question of the orbital stability of planar oscillations was investigated in detail. In [4], the problem of the orbital stability of planar rotations in a rigorous nonlinear formulation in the absence of resonances and in the cases of third and fourth order resonances was investigated. In this paper, the

study of the orbital stability of planar rotations is carried out at the boundaries of the stability regions in the linear approximation corresponding to a second-order resonance of the essential type and combinational resonance. A special case of satellite motion with high angular velocities - fast rotations. We can introduce a small parameter and solve the problem analytically. For each case, the Hamiltonian of the problem was expanded in a series with respect to the small parameter and transformed into the normal form using a series of canonical replacements. An analysis of the coefficients of the obtained normal form showed that in the case of a resonance of the essential type, fast rotations are orbitally unstable, and in the case of a combinational resonance they are formally stable.

This work was carried out at MAI in the framework of the state assignment (project No 3.3858.2017/4.6)

References:

1. Bardin B.S., Chekin A.M., Orbital stability of planar oscillations of a satellite in a circular orbit. Kosm. Iss., 2008, vol. 46, no. 3, pp. 279-288.

2. Bardin B.S., Chekina E.A., On stability of planar oscillations of a satellite-plate in case of essential type resonance. Rus. J. Nonlin. Dyn., 2017, vol. 13, no. 4, pp. 465-476.

3. Bardin B.S., Chekina E.A., On the Constructive Algorithm for Stability Analysis of an Equilibrium Point of a Periodic Hamiltonian System with Two Degrees of Freedom in the Case of Combinational Resonance. Regul. Chaotic. Dyn., 2019, vol. 24, no. 2, pp. 127-144.

4. Bardin B.S., Chekin A.M., Orbital stability of planar rotations of a satellite in a circular orbit, Vestnik MAI, 2007, vol .14, no. 2, pp. 23-36.

Investigation of the influence of the steering angle in the vertical plane on the performance characteristics of the ANSAT helicopter

Chernozhukova A.A.

Kazan Helicopters, Kazan, Russia

There are several ways to increase the load capacity of a single-rotor helicopter with tail rotor: replace metal with composite materials in the construction of the fuselage and its components, take on board less fuel, develop a new main rotor. The least radical way is tilting the tail rotor shaft in the transverse plane of the helicopter. The result of this will be the decomposition of the resulting thrust of tail rotor into two components: horizontal and vertical. The horizontal component of the tail rotor thrust compensates for the reactive moment created by the main rotor, and the vertical component unloads the main rotor, reducing its power consumption. The angle of inclination of the tail rotor shaft allows increasing the traction characteristics of the helicopter.

The mathematical model is developed, which consists of two parts: the first one – calculates the forces and moments, the power on the main and tail rotor, the second – the equations of motion, forces and moments acting on the helicopter. The mathematical model includes sequential calculations of the traction characteristics of the helicopter and determines the optimal angle of inclination of the tail rotor shaft. The criterion for optimizing the angle of inclination of the plane of rotation of the tail rotor is the minimum required power required by the bearing systems to create traction. An increase in the angle of inclination of the tail rotor shaft from the optimum leads to a decrease in the increase in traction characteristics due to an increase in the required power to create a horizontal component of the tail rotor thrust necessary to compensate for the reactive moment.

The report presents the calculation results at the optimum angle of inclination of the tail rotor, which show:

• Due to the tilt of the tail rotor shaft, the horizontal component of the propulsion rod will decrease by 10%;

• The required power from the engines for the rotor decreases, while we have an increase in load capacity.

Modeling an air vortex above a rotating disk during gas extraction from the axial region

Chumakova E.V., Ostroukhov N.N.
MAI, Moscow, Russia

The purpose of the work is to simulate the conditions necessary for the formation of a localized stable air vortex above the surface of an aircraft. If successful, such a vortex can be a lift generator for a vertical take-off aircraft (FAVS).

The academic literature provides analytical descriptions of a single vortex in a gas with a minimum of static pressure on the axis of the vortex. According to these descriptions, such a vortex with a diameter of 20 m and peripheral speed at the periphery equal to the speed of sound develops a lifting force of more than 2000 tons.

The paper discusses the possibility of artificially generating a “tornado” vortex over a FAVS. Based on the analysis of the tornado description, the conditions for its occurrence are formulated, namely, a synchronous combination of three factors:

•centripetal gas flow from the periphery to the center to the region of low pressure;

•spinning centripetal flow of external force;

•extraction of the mass of gas from the axial region with a flow rate not less than the total flow mass of the converging centripetal flow.

As a possible tool for experimental modeling of the vortex, the use of a modified turbojet engine (turbojet engine) is considered. In this modified version of the turbojet engine, its outer shell is installed in the aircraft body with the possibility of rotation around a common engine shaft. Either a flat disk or a slightly convex upward plate are rigidly fixed to the front edge of the air intake (which is part of the shell). In the aircraft’s hull, the turbojet engine is mounted vertically, with its axis aligned with the center of gravity of the entire aircraft.

The described transformation of the turbojet engine may require the rearrangement of part of the compressor blades on the outer shell and a change in the fuel supply system.

When starting a turbojet engine modified in the manner described, a compressor with a turbine and an outer shell with a disk (plate) fixed on it begin to rotate in mutually opposite directions. A rotating disk carries air along with it, and gas extraction through the air intake ensures a decrease in pressure in the central region. Thus, the conditions for the formation of the vortex are created.

The end conditions are formulated for the numerical solution of a system of equations describing the flow of a viscous fluid over a rotating disk at a fixed gas flow through a small cross section in the center of the disk.

Continuous-time particle filters software implementation using heterogeneous computing

Yushchenko A.A., Rybakov K.A.
MAI, Moscow, Russia

Nowadays, to perform a lot of calculations in real time many algorithms are implemented using parallel programming technologies to distribute tasks between cores of the central processor unit (CPU). The use of the graphics processor unit (GPU) to perform such calculations has become widespread. Its advantage is due to much more cores, on which calculations can be made. The GPU frequency is usually lower in contrast to the CPU frequency but it is compensated by a large number of cores (now a number of cores reaches 5120 for GPUs against 56 cores for CPUs). One of the problems, for which we need to perform calculations in real time, is the random process estimation (filtering, smoothing, prediction). This imposes some requirements for estimation algorithms and their software implementation [1]. In order to perform the necessary calculations in real time the simple algorithms are usually applied but obtained results are less accurate. Another approach is to solve this problem by more accurate algorithms using more powerful computing systems.

Particle filters can provide the necessary accuracy but they require a lot of calculations in real time. In this work we present two particle filters software implementation for continuous-time measurement and estimation systems [2]. Both particle filters allow to apply the parallel programming technologies for their software implementation. Previously, the result of testing particle filters on the tracking coordinates and velocities of an aircraft executing a maneuver in the horizontal plane was presented [3]. In the work [3] the OpenMP parallel programming technology for CPUs has

been used. To reduce the time for the random process estimation the use of GPUs is most suitable. For this purpose, we use the parallel computing platform nVidia CUDA.

References:

1. Kosachev I.M., Chugai K.N., Rybakov K.A. Perspective directions for nonlinear filtering of random processes in continuous-time stochastic systems, Modeling and Data Analysis, 2019, no. 3, pp. 73–79.

2. Rybakov K.A. Statistical methods of analysis and filtering for continuous stochastic systems, Moscow, MAI Publ., 2017.

3. Rybakov K.A., Yushchenko A.A. Continuous particle filters and their implementation in real time, Proceedings of Voronezh State University. Series: Systems Analysis and Information Technologies, 2018, no. 3, pp. 56–64.

This work is partially supported by RFBR (project no. 17-08-00530-a).

8. New materials and production technology in the field of aviation, rocket and space technology

The use of network models in the study of the human operator influence on the reliability of technical systems

[1]Papic Ljubisa, [2]Kirillin A.V.
[1]DQM Research Center, Prjievor, Serbia
[2]MAI, Moscow, Russia

The reliability of a technical system is determined by the reliability of its least reliable element. So in ergatic systems, such an element is man.

A formal description of the activities of a human operator is very problematic. Man, as an element of a technical system, is a link with the highest degree of uncertainty. And now the challenge is to maximize its formalization in order to control and ensure reliable and safe operation of technical systems. As part of the study, the following network models were considered: the critical path method, PERT, GERT, E-networks, PRO-networks and their various modifications. According to the authors, network models have the advantage of a visual formalized description and quantitative assessment of the investigated functioning parameters of both system elements and systems in general. It was also noted that when using network models, their significant advantage is the presence of sets of typical structural fragments. This greatly simplifies the procedure for their analysis, and subsequent synthesis in predicting the results of functioning. For practical use of the complex of available standard models, experimental data were accumulated on the effects of man on the control object. The research data showed that when working with a complex technical system, the main stream of human errors is little dependent on the means of indication or control. The main factors for making mistakes were the factors of lack of time, lack of preparedness and environmental factors. The random nature of the factors influencing the erroneous actions of the operators did not allow us to fully describe the system using exclusively typical structural fragments of the network, but with their use it allowed us to study the predictive models of the processes of interaction between man and technology. The results were confirmed by statistics in the rocket and space industry, at industrial enterprises of the mining complex, as well as at enterprises of the urban water sector.

Design of morphing surfaces: structural and technological issues

Sala Giuseppe, Alessandro Airoldi
Politecnico di Milano, Milano, Italy

Morphing surfaces are structures allowing progressive and gapless variations of shape, which can be exploited to control and generate aerodynamic forces in aircraft. Therefore, morphing systems are expected to reduce inherent limitations due to the adoption of stiff parts which have to rigidly rotate/translate for inducing the desired shape modification.

The opportunity offered by morphing surfaces promise enhanced flight performances in wider flight envelopes, reduced fuel consumption, increased flight range, decreased drag and noise. Moreover, morphing structures may also present structural advantages, thanks to the potential elimination of mechanisms. This is possible, in particular, if morphing systems totally rely on the compliance of continuous deformable structural elements to induce shape variations and are actuated by means of innovative smart materials, which provide diffused actuation systems.

A basic structural trade-off should be pursued between the degree of flexibility needed to accomplish shape variations without failures and the capability to sustain and transmit the loads applied to morphed surfaces. Moreover, shape variations should not have detrimental effects on aerodynamic efficiency and should occur according to well-controlled modes to achieve desired shape adaptation under the effect of aerodynamic forces (passive morphing) or the action of actuating forces (active morphing). In addition, structural internal forces, aerodynamic and actuating forces lead to an equilibrium of the morphed configuration where a considerable part of the load is carried

by actuators. Therefore, the load-bearing capability of the actuator system plays a fundamental role in morphing solutions.

This presentation describes the use of chiral topologies to develop compliant ribs, able to control the overall deformation of morphing surfaces. Then, the perspectives of corrugated composite laminates for developing morphing skins and structures will be discussed. Solutions will be presented as well for manufacturing aerodynamically-efficient skins based on the integration of elastomeric outer layers (possibly exploiting self-healing capabilities) connected to corrugated substrates. Moreover, the properties of Shape Memory Alloy actuators will be reviewed (even in conjunction with optical fiber sensors for setting-up a closed-loop system) and their integration into corrugated skins having adequate morphing and load-carrying capabilities will be described.

Investigation of the influence of vibration loads on the heat-resistant durability of the material

[1]Avruckii V.V., [1]Zinin A.V., [2]Bychkov N.G., [2]Pershin A.V.
[1]MAI, [2]CIAM, Moscow, Russia

The concept of operation of gas turbine aircraft engines (GTE) on the "state" involves the implementation of careful control of resource production. In the material of GTD parts operating under non-stationary thermosilic combined loading, during a long service life, the mechanisms of material damage develop and the processes of accumulation of fatigue damage are realized. This leads to a deterioration of the initial strength characteristics of structural materials, the formation and development of defects.

It is known that the greatest contribution to the fatigue damage of critical parts of the GTE makes damage from low-cycle fatigue, which is due to the high level of maximum stresses exceeding the yield strength in places of stress concentration. In addition, all parts of the GTE are subject to vibration loads. Initial defects from thermal fatigue may not be dangerous in the absence of vibrations, because with their formation, the level of thermal stresses falls. However, the resulting defects become effective concentrators for vibration stresses. This shows the negative role of the combined action of cyclic loads of low and high frequency.

In order to control the developed and residual resource, reduce the risk of sudden emergencies under the conditions of strength, it is necessary to predict the development of damage in the details of the GTE according to the actual history of their thermosilic loading. From modern positions of mechanics of the damaged environment (MPs) it is possible to develop the mathematical model of accumulation of fatigue damages in structural materials which will be able to serve as a basis for the analysis of size of damage of a material in dangerous zones of constructive knots depending on concrete parameters of kinetics of a stress-deformed state.

The main source of information about the characteristics of thermal fatigue of materials are tests for low-cycle fatigue by the Coffin method, which well simulates the process of formation of thermocyclic stresses in parts during operation of engines.

The aim of this work was an experimental study of low-cycle fatigue of heat-resistant alloy used in the construction of gas turbine engines, with the implementation of loading modes with the combined effect of long-term thermocyclic and vibration loads.

Approbation of heat-resistant coating of the Si-$TiSi_2$-$MoSi_2$-TiB_2-$CaSi_2$ system on C_f/SiC composite in high speed air plasma flows

Astapov A.N.
MAI, Moscow, Russia

The work was carried out as a continuation of the systematic studies conducted at the Moscow Aviation Institute, in the framework of which heterophase heat-resistant coatings are created [1] to protect heat-resistant materials based on carbon from high-temperature oxidation and erosion in high-velocity high-enthalpy gas flows.

The results of studies on the development and testing of a heat-resistant coating of experimental composition in the Si-$TiSi_2$-$MoSi_2$-TiB_2-$CaSi_2$ system are presented. Heterophase powder was obtained by induction melting followed dispersion in a rotary ball mill. The phase composition, wt.

%: $Ti_xMo_{1-x}Si_2$ – 40, TiB_2 – 34, $TiSi_2$ – 5, $MoSi_2$ – 5, $CaSi_2$ – 16. The coating was formed by slip-firing deposition of layers on samples of a C_f/SiC composite with carbon fibers based on cellulose hydrate (viscose). The obtained powder dopped with silicon in a mass amount of 4:1 was used as a filler in a slip suspension, a solution of colloxylin in acetate acetate and diethyl oxalate was used as a binder. The layers were dried at a temperature of 80°C for 30 min, and then fired at a temperature of up to 1480 ± 3°C with a residual pressure in the chamber of 8-9 mPa.

The effectiveness of the protective ability was verified in TsAGI at the aerodynamic stand VAT-104, equipped with an induction plasmatron for gas heating. The test results of fire bench tests of samples with coating under flow conditions and nonequilibrium air plasma flows with a Mach number M = 5.5-6.0 and an enthalpy of 40-45 MJ/kg are presented. The experiment confirmed the effectiveness of the protective action of the coating at a surface temperature of T_w = 1810-1820°C for at least 920-930 s, at $T_w \geq$ 1850-1860°C – at least 420-430 s. A decrease in the level of saturated vapor pressure in «the oxide film – coating» system was established with an increase in the degree of heterogeneity of the formed oxide layer. Based on the analysis of the results, tasks are set for further research.

This work was carried out as part of the RSF grant for the event “Agreement No. 19-79-10258 of 08.08.2019”.

References:

1. Terentieva V.S., Astapov A.N. Conceptual protection model for especially heat-proof materials in hypersonic oxidizing gas flows // Russian Journal of Non-Ferrous Metals. – 2018. – Vol. 59, No. 6. – P. 709 – 718. DOI: 10.3103/S1067821218060172.

Influence of thickness, porosity and roughness of the plasma sprayed intermediate coating on the adhesive properties of connection Glass-reinforced plastic – Ni

Babin S.V.

MAI, Stupino, Russia

The air-vane of planes, hovercrafts manufactured of composites have high strength-to-weight ratio and fatigue resistance, but low erosion resistance. Protective patch is applying for erosive protection of a leading edge of the air blade. The best material for manufacture of a patch is the electrolytic nickel, however durability of a glue joint "a protective patch propeller blade" is insufficient and is a problem. The solution of this problem is creation on an internal surface of a protective patch of a capillary cellular coating by method of plasma spraying.

Material of a covering was chosen in this work. The experimental investigations of dependence of strength of a glue joint at shift by torsion from porosity, thickness and roughness of the transition layer. The intermediate rough plasma sprayed layer was made of chrome-nickel steel EP741. This steel has high adhesion (60 MPas) to a nickel protective patch and good adhesion to VPS20 glass-reinforced plastic.

Exemplars for the experimental investigations (20*20*10 mm)was received by formation of a nickel patch with the porous interlayer from EP741 alloy together with VPS20 glass-reinforced plastic by a "wet" method in the vacuumed compression mold. The exemplars made thus finished machining for tests in special adaptation for clear shift on a testing machine of FP-100 then.

Results of experiments showed that the porosity of a coating has no noticeable impact on connection durability. This result will be coordinated with the assumption that anchoring strength is affected by not the general porosity of a coating but only hole content of the surface layer. Increase in porosity at increase in thickness of the interlayer leads to decrease of durability of connection as the combination of high porosity and heavy films of a covering leads to lengthening of time of impregnation of the transition layer an adhesive (BC2561), Thus, increase in thickness of the transition layer reduces the adhesion strength of connection "glass-reinforced plastic-nickel protective patch".

The dependence of durability of the adhesive connection on roughness of coating surfaces has extreme character. The value of an extremum received experimentally coincides with theoretical estimates with an accuracy of 10%.

Contact load calculation method in flange connections with metal deformable seals

Boikov A.A., Serpicheva E.V.
MAI, Moscow, Russia

It is necessary to calculate contact load on sealed joint between seal and flange during the tightness estimation of flange connections. One of the ways, which allows to calculate contact load, is solvation matrix equilibrium equation in displacements, which is relation between forces, acting at solid body, and displacements of Its points. Finally, this equation is transformed to system of linear algebraic equations. It is composed by means of calculation of matrixes of pliability of flange and directional deformations of its points. As a result of solvation, we can find the set of values of pressure in different points of contact. Thus, function of contact pressure is calculated as columnar distribution of load by the length of contact. During the calculation of the load the problem of smooth solvation appears. It is fixed by means of including into mathematical model of roughness deformation. The feature of the method is ability of its application to elastic-plastic problem, in spite of using of operations, more typical for elastic problems. It is obtained by means of using of method of various parameters of elasticity during the calculation of matrixes of pliability and displacements, and this method allows to take into consideration changing of elastic characteristics of material during the plastic deformation. Considered method has limitations in using. It can be applicated only for contact zones, which has small dimensions, compared with dimensions of deformable solid body, because:

Firstly: at the stage of flange pliability matrix calculation during the simulation of plastic-strain domain in zone of joint with seal by means of load of flange with force of compression of the seal, pressure uniformly distributed in all contact zone is used. As a result, obtained stress-strain state will differ from one, which is caused by real contact load. However, this difference can be neglected on the relatively short zone.

Secondly: real rough contact of two solid bodies will differ from continuous contact in calculation model. Therefore, the pattern of loading and level of influence of stress concentrators at stress-strain state will differ. But in the scale of the whole flange this difference in short length of the contact is negligible, if we consider elastic characteristics of flange as a whole. That's why, in this case the difference can be neglected.

Self-healing high temperature material multi-cycle use to protect C/Cs composites in an oxygen-containing atmosphere

Burlachenko A.G., Mirovoy Yu.A., Buyakova S.P.
ISPMS SB RAS, Tomsk, Russia

The modern development of the aerospace industry requires the development of new lightweight and higher heat-resistance materials. Carbon-carbon composites (C/Cs) have a low specific gravity and high strength. The combination of properties puts them in a priority position relative to ceramic high-temperature materials. However, one of the main problems of using C/Cs composites as frontal heat-loaded elements of aircrafts is their low oxidative stability at high temperatures in an oxygen-containing atmosphere. The most promising as oxidation-resistant materials for thermal protection of aircraft are ZrB2-SiC ceramic composite materials. Such materials are characterized by high thermal resistance, low specific gravity, high strength and unique ability to self-healing.

The composites obtaining according to the principle of functional gradient materials, where the front layer is a ZrB2/SiC bulk structure capable of protecting the C/Cs composite from cyclic high-temperature exploiting in an oxygen-containing atmosphere with the possibility of surface defects self-healing resulting from operation, will allow us to create a new class of high-temperature C/Cs composites. The coatings currently used on the surface of C/Cs composites have a short lifetime. The formation of a bulk refractory self-healing ZrB2/SiC protective layer with a thickness of not less than 500 μm. on the surface of the C/Cs composite will significantly increase the temperature and duration of the C/Cs material operation under high-temperature oxidation conditions.

The data obtained on high-temperature stability and defects self-healing kinetics of composites used to form the front surface of C/Cs materials based on ZrB2 (0, 5, 10, 15, 20, 25 vol. %) SiC at temperatures of 1200, 1400 and 1600°C in an oxygen-containing atmosphere. It was shown that the process of defects healing at a temperature of 1600°C, regardless of the silicon carbide phase content,

was the most efficient, and at temperatures of 1200, the healing (H) percentage was the smallest regardless of the duration of isothermal sintering. In this case, defects were quickly eliminated in ceramics with a silicon carbide content of 15 and 20%.

This work was supported by a scholarship from the President of the Russian Federation (SP-3 630.2019.3.)

Investigation of the method of applying diamond-like carbon coatings on the inner surfaces of pipes

Bykadorov A.N.
MAI, Moscow, Russia

The current operating conditions of products in aerospace and rocket and space technology require the creation of materials and coatings that have such unique properties as superhardness, corrosion resistance, wear resistance, etc. In the technologies for obtaining various protective and functional coatings, impressive results have been obtained, but almost all they are achieved by spraying coatings on the outer surfaces of products. The application of coatings on the internal surfaces of products, in particular pipes, is one of the most difficult tasks in the technology of sputtering by ion-plasma methods.

Today, the method of ion-plasma immersion treatment of hollow cathodes (HCPIIP) has been developed and applied in industry, which allows deposition of thick and hard diamond-like carbon (DLC) films on the inner surface of pipes with high speed.

This method uses the hollow cathode effect (HCD) to create high density plasma inside the tube. The presence of HCD in the discharge is important for the rapid growth of thick DLC films. The internal diameter of the pipe and the working pressure of the gases are critical parameters of the discharge. This method allows you to apply coatings on the inner surfaces of pipes with a diameter of hundreds to 2 mm.

Using a discharge in a hollow cathode allows one to obtain high deposition rates (0.5 μm / min) and create a conformal (similar) shell on the walls of the chamber (pipe). The nature of such a shell helps cover more complex geometric shapes, such as carvings.

This method has demonstrated that DLC coating is unique in its characteristics, especially when used on internal surfaces. Coatings are characterized by high wear resistance, which increases the useful life of the pipes. Increasing the service life of components when exposed to aggressive and abrasive media is one of the priority tasks for many aerospace applications.

Currently, this method can provide pipe processing with a ratio of pipe length to its diameter - 24:1. We are developing a plant that will increase this ratio. The problem of increasing the ratio of length to diameter is supposed to be solved by using additional magnetic fields.

The study of the cyclic durability of carbon fiber reinforced with titanium nickelide wire

Vinogradov R.E., Speransky K.A., Snegirev A.O.
MAI, Moscow, Russia

The low-cycle fatigue properties of a composite material with a matrix of a wire reinforced from superelastic titanium nickelide were studied. Static and cyclic trials for three-point bending (based on 50 mm) with a width of 25 mm were carried out. For strength tests, according to the results of static tests, samples with 7 layers of directional carbon fiber without nickelide reinforcement and samples with 4 layers of carbon fiber reinforced with 4 nickel wires with titanium with a diameter of 2.3 mm were obtained. The stiffness of both groups of samples was the same and amounted to 600 ± 20 N/mm. In this case, the thickness of the reinforced composite exceeded the thickness of the samples without reinforcement by 1.5 times; accordingly, its material was tested to the same extent during cyclic loading. As a base for fatigue tests, a value of 2×10^5 cycles was chosen. The loading frequency is 1 Hz, the asymmetry coefficient of the cycle is 0.1. The maximum load (Pmax) in the range varies in the range from 500 to 1100 N.

Both groups of samples successfully passed low-cycle tests at Pmax of 500 and 700 N. The results showed that the samples reinforced with wire survived 2×10^5 cycles. At the final stage, tests were

carried out with a load in the cycle 1100N. No more than 100 cycles, at a time when the destruction of carbon fiber reinforced plastic, at a time when the nickel-like provocation maintained integrity.

Tests of the durability of samples from KM showed the promise of using products made of carbon fiber reinforced with titanium nickelide in industry, because Reinforcement allows to increase the durability of structures at higher loads.

Aluminum alloys for aircraft wires

Galkin E.V., Preobrazhenskiy E.V.
MAI, Moscow, Russia

Nowadays, aluminum and its alloys are increasingly used as conductive elements in aviation equipment. Electrical installation of aircraft is carried out using special designed wires, which are subject to high requirements for strength, flexibility and many other characteristics. At the same time, the material of the cores and insulation must provide the specified operational properties in a wide temperature range (up to 150°C) and under intense vibration conditions. In addition, one of important parameter is the electrical resistance, which depends on the cross-sectional area of the wire and the specific resistance of the material. In this regard, alloy 01417, in which aluminum is alloyed with rare-earth metals (usually 7-9% Ce cesium), can be considered the most promising for the manufacture of cores. Alloy 01417 has high electrical conductivity - two times higher than that of AlMg1, however, the presence of lanthanides affects the corrosion resistance and complicates the preparation of wire with a diameter of less than 0.1 mm. Therefore, the urgent task is to study the effects of additional alloying elements and the use of cladding on the final properties of the product. To this end, experiments were conducted on the production of wire by drawing from pressed billets of different chemical compositions (as further experiments showed, the level of mechanical properties remained approximately the same when using cast billets). We established that the addition of zirconium 0.1% Zr and nickel 6% Ni leads to the alloy strength increase by 10% (from 180 MPa to 200 MPa). Cladding with copper, silver and nickel also improves the properties of the resulting wire. Moreover, the analysis showed that the electrical resistivity in all compositions is approximately the same and is about 0.03 Ohm · mm2/m. However, it was found that if a wire of Al – Ce, Al – Ni, and AlFeNi alloys is thermally stable up to a working temperature of 300°C and holding for 1000 h, then the composition with silver begins to lose ductility even at 250°C and holding for only 200 hours. Thus, the potential for growing the strength of the wire from 01417 by increasing the content of individual alloying additives in the aluminum is determined.

New approaches to environmental safety assessment of aviation materials

Gorbachev S.I., Bulychov S.N.
MAI, Moscow, Russia

Modern aviation and space-rocket technologies place high demands not only on the mechanical and operational characteristics of structural materials, but also on their environmental safety. Environmental safety assessment of aviation materials should be carried out taking into account their full life cycle, starting from the extraction of raw materials and ending with the stage of disposal. The growth of environmental safety requirements for aviation materials, products and structures should lead to maximum comfort and high safety for human health and the environment. Current trends in the environmental development of the Russia dictate new approaches to the examination and assessment of the impact of materials on the environment and human health. However, the range of materials for aviation and space purposes is wide and constantly replenished, various additives are used that change the technological properties of materials and allow to achieve the desired product characteristics. The authors propose a methodology for assessing the environmental safety of structural materials, including aircraft, as a result of which the material is assigned an environmental safety index for the material, and a criterion for the environmental effectiveness of the material is

calculated, which is then used by the design engineers to select the material. The environmental safety index of the material is a constant for each material and depends on the feedstock used for the manufacture of the material, the technology of its manufacture, and on the characteristics of the material itself. The criterion of ecological efficiency of the material is a value characterizing the

degree of environmental impact of the material at all stages of the product's life cycle, taking into account the achievement of a satisfactory socio-economic effect from its production. If necessary, the technique allows you to compare the degree of environmental hazard, not only materials belonging to one group, but also completely heterogeneous. Assessment of the environmental impact of the material, carried out in accordance with the above principles, will provide the opportunity for a comprehensive analysis of the environmental parameters of the material life cycle. This will allow the selection of material and the optimization of technological processes according to environmental indicators. The proposed methodology can be included in a single automated state system of environmental monitoring.

Methods of increasing the modulus of alloys elasticity on the example of aluminum-lithium alloys

Gordeeva M.I.
MAI, Moscow, Russia

The use of lithium alloys in aviation is limited, because of their high anisotropy properties, phase instability and the formation of high residual stresses during welding and solidification of ingots, leading to their destruction during cutting, as well as to unacceptable deformation in the manufacture of large panels with high stiffeners of thick plates in milling centers. These problems exist for all aluminum alloys, but they are most acute in alloys of the Al-Cu-Li system. When using Al-Li alloys as components of laminated alumina (SIAL) in addition to the gain in weight, it is important that the value of young's modules of alloys with lithium is significantly higher than that of other aluminum alloys. It is known that increasing the young modulus of Siales due to the metal component is more effective than increasing the young modulus of prepreg. There are two ways to increase the modulus of elasticity of a metal alloy. The first method is related to the anisotropy of the young's modulus and the possibility to use a favorable texture of the sheet to increase the young's modulus in its plane. The second method is the formation of intermetallic phases in the alloy with higher elastic properties compared to the matrix. The results of calculations showed that for Al-solid solution the values of young's modules for different directions in the sheet have insignificant anisotropy and the value of young's module varies within 64-76 GPA for single crystals and 68-72 GPA for textured polycrystals, which is lower than the experimental values of young's modules for al-Li alloys (80-82 GPA). Thus, high values of young's modulus for al-Li alloys can be caused only by the presence of a significant proportion of intermetallic phase in alloys with a high young's modulus. For an alloy with a high lithium content (alloy 8090 Al-2,4 Li-1,14 Cu-0,67 Mg), the highest young modulus (82,6 GPA) showed a sample with a high proportion of δ ' – phase. Evaluation based on the rule of additivity showed that in order to obtain the characteristic value of lithium alloys young's modulus 80-82 GPA is sufficient to have in the alloy ~20% δ' – phase with young's modulus 115-120 GPA. Our quantitative estimates of the phase composition of al-Cu-Li alloys have shown that the amount of δ'-phase in them can exceed 20%.

Application of the technology of hydroseparation of human waste in inhabited colonies on Mars

Goryainov D.V.
MAI, Moscow, Russia

The expansion of mankind in outer space, involves the effective use of resources consumed in the life of inhabited colonies, including on Mars. The main characteristic of the resources used, necessary for human life, is their renewable, with minimal time and energy losses. [1], [2].

For restoration of water resources of technological processes, the technology of hydroseparation of waste of vital activity of the person allowing to divide drains into various fractions suitable for further recycling can be applied. Depending on the morphology of the waste, several types of fractions can be obtained, divided according to the characteristics of buoyancy and physical and chemical properties of interaction with the circulating liquid of the hydroseparation process.

In this paper we consider an integrated approach of determining the choice of technological equipment hydroseparation waste characteristics processes efficient division of fractions, the

methods of purification of circulating fluid and application recommendations result from hydroseparation factions.

References:

1. A.E. Belyavsky, S.V. Novikov, A.E. Sorokin, I.A. Shangin, Analysis of the use of thermal accumulators in systems for ensuring the thermal regime of spacecraft. - Moscow: STEEN, 2019, No. 1, Pp. 11-14.

2. Strogonova L.B., Sorokin A.E., Vasin Yu.A., Belyavsky A.E. Formation of the air environment of closed volumes of spacecraft-M.: STEEN, 2019, No. 4, Pp. 33-36.

Evaluation of adhesion strength of heat-resistant reactive coatings on substrates of heat-resistant Nickel alloy VZH171

Denisova V.S., Petrov A.A., Malinina G.A.

VIAM, Moscow, Russia

In the design of domestic aviation gas turbine engines, heat-resistant coatings based on refractory glasses are widely introduced, providing effective protection against high-temperature gas corrosion of heat-loaded parts made of heat-resistant Nickel alloys. Serial heat-resistant coatings of the EUK type are operable at temperatures up to 1000°C. Traditional approaches to the development of heat-resistant coatings, providing for an increase in the overall refractoriness of coatings, no longer allow to obtain coatings at operating temperatures of 1200°C and above due to the critically high temperatures of the formation of such coatings (about 1400°C and above). One of the most promising new approaches to the creation of compositions for the protection of alloys is the use of reaction curing, successfully implemented on fibrous substrates of quartz fibers for the Orbiter "Buran". As an additive in the composition of erosion-resistant coatings for thermal protection, silicon tetraboride is used, which contributes to a high emissivity and has a number of advantages. Other additives used as study agents are unstable in the high-temperature gas flow and contribute to the crystallization of glass in the contact zone with the tile.

To protect Nickel-based superalloys developed composition reactionbetween coatings showed high performance at operation temperatures up to 1200°C. To confirm the possibility of application of these compounds requires evaluation of adhesion (adhesion strength) coatings on heat-resistant Nickel alloys.

The sclerometric method, one of the methods of instrumental indentation, consisting in scratching the sample with a diamond indenter, was used as a measure of the strength of adhesion. The study was carried out with a conical indenter with a curvature of 200 microns at a progressively increasing load of 20-150 N. the scratching Rate was 0.25 mm/min with a length of "scratch" 20 mm. Acoustic emission was also recorded to accurately determine the moment of crack formation and strain gauge data to determine the dynamics of changes in force and friction coefficients at different loads and levels of tip sinking. As a result of statistical studies, the sclerometric method was used to determine the load threshold (80N) required for the occurrence of cracks, characteristic of reactive coatings of the composition under study.

The study was carried out with the financial support of the RFBR in the framework of the scientific project No. 18-33-00207.

Prediction of mechanical properties of titanium and nickel alloys after quenching and aging

[1]Egorova Y.B., [2]Davydenko L.V., [1]Shmyrova A.V., [1]Kononova I.S.

[1]MAI, Stupino, Russia

[2]Moscow Polytechnic University, Moscow, Russia

The aim of the work was to establish statistical dependences of the influence of chemical composition and heat treatment modes on the mechanical properties of titanium and nickel alloys after quenching and aging.

For this purpose, at the first stage of research, the literature data on the chemical composition and mechanical properties of bars with a diameter of 8-12 mm from 54 domestic and foreign titanium alloys after quenching and aging, according to the modes recommended by the technical conditions and ensure the preservation of plasticity $\delta \geq 4\%$, were generalized and statistically analyzed. Structural

equivalents of aluminum and molybdenum were used to evaluate the chemical composition. The objects of the study also served as 1629 of impression-die forgings made of alloys Ti-10-2-3 and EP718-ID, manufactured by industrial technology in 2007-2016 years. Forged alloy Ti-10-2-3 was subjected to a heat treatment consisting of quenching (763-7980C, 3 hours, water) and aging (500-5150C, 8 hours, air). Heat treatment of alloy wheels EP718-ID consisted of quenching (1000-11400C, 2 hours, oil) and double aging (7800C, 5 hours, air + 6500C, 16h, air).

Based on the statistical analysis of the literature data, it was found that the tensile strength of aged titanium alloys increases with increasing molybdenum equivalent to ~15%, and then decreases. This is due to the fact that with an increase in the content of β-stabilizers to a critical concentration, the amount of metastable β-phase formed during quenching increases. In accordance with the laws of dispersion hardening, the maximum effect of thermal hardening should be observed in alloys with molybdenum equivalent 11%. Large effect of thermal hardening in alloys with molybdenum equivalent ≈15%, presumably related to the fact that for the pseudo β-alloys in an industrial environment apply heating for hardening is not to the β-region, while temperatures somewhat below β-transus temperature in conditions where there is a high dislocation density, which provides additional strengthening.

Regression models allowing to estimate a tensile strength of α+β- and pseudo β-titanium alloys depending on equivalents on aluminum and molybdenum after quenching and aging on standard modes have been received. For alloy forgings Ti-10-2-3 the models obtained were tested. Regression models are obtained to estimate the mechanical properties of rings made of heat-resistant alloy EP718-ID alloy depending on the heating temperature for quenching (after double aging).

Topology optimization of primary constructions

Zhikharev L.A.
MAI, Moscow, Russia

To used in aircraft primary constructions impose strict requirements for strength characteristics. In parallel with the improvement in the creation of new heavy-duty materials, the increase in the structures specific strength is carried out by optimizing their topology. The challenge is to increase the specific strength-lightening the structure by removing the least loaded areas.

The purpose of this study is to solve the problem of increasing the weight efficiency of structures on the example of the rocker-Bogie wheel suspension of the Mars Rover type Curiosity by modern computer technologies of geometry optimization based on distributed calculations.

The use of cloud computing is associated with the need to process a big data, even with the relative simplicity of optimized designs.

Topology optimization involves determining the number, shape, and location of "voids" in a solid structure. The purpose of topology optimization is to find the optimal distribution of material within a given design area. In this work, this area was determined by the amount of free space available when transporting the Rover to the site of operation in the folded state. Optimization was carried out using the finite element method. At the same time, the constructions array was divided into four-node tetrahedra, on average-more than three million for each suspension part. Thus, it was necessary to solve a system of 18 million equations in the course of optimization.

This paper investigates on the tasks of the best partition parameters of selecting and converting the resulting Mash-arrays into a solid-state model, which required the use of a complex of software products. The optimization results are openwork structures, capable of withstanding heavy loads at the same weight. This was demonstrated by strength analysis, which showed an increase in specific strength up to 3.5 times, relative to the prototype used in the suspension of the Mars Rover type Curiosity.

Due to the complexity of the shape and design, the production of their plastic models was carried out with the use of additive technologies. Their strength testing also showed the benefits of an optimized shape.

The results of the work were the achievement of optimization goals, expressed in increasing the specific strength, the creating algorithms for obtaining optimized models, as well as prospects for their further improvement.

Adhesion of galvanic coating on the sealing elements of the rocket engine

Zakharov V.V., Polyansky A.M.
NPO Energomash, Khimki, Russia

In the RD-171 engine family, O-rings are used to seal the joints of the hot gas paths, on the surface of which a silver coating is applied. After the operation of applying a silver coating and technological drying, defects in the form of swelling are often detected on the seals. A high percentage of defective seals makes it relevant to conduct research to determine the causes of poor adhesion in silver plating and to introduce changes to the coating technology to increase the level of adhesion. Electron microscopy and X-ray spectral analysis have been used to study the surfaces of O-rings and silver coatings. Particles of contaminants on the surface of the seals have been identified. Thermocycling evaluated the adhesion levels of the silver coating. Macroanalysis found that among the defects there are both local swelling and large defects. According to X-ray microspectral EDS analysis (MRSA), the main elements of the particle material are aluminum and oxygen. These results allow us to conclude that the multiple particles on the sealing surface and on the inner surface of the silver coating are "fragments" of electrocorundum particles that have penetrated the surface of the part during its sandblasting. The exception of the sandblasting operation from the silver coating technology and the introduction of the silver sublayer into the technology of the silver coating operation can significantly increase the adhesion level of the silver coating and prevent the formation of swelling of the silver coating under thermal effects on the seal.

The effect of processing in the microwave electromagnetic field on the surface hardness characteristics of carbon fiber with lightning protection coating

Zlobina I.V., Bekrenev N.V.
SSTU, Saratov, Russia

One of the effective technological methods of increasing the strength of polymer composite materials (PCM) is the modification of the structure in the process of short-term exposure to the microwave electromagnetic field, as evidenced by the results obtained by various researchers. We have established a positive effect of hardening of carbon and fiberglass under the influence of microwave electromagnetic field in the cured state at the final stage of the technological cycle. However, the obtained positive results concerned the strength of glass and carbon fiber plastics during bending and interlayer shear tests and did not address the issues of changes in the hardness of the material under the action of a microwave electromagnetic field.

The aim of the research was to study the influence of various microwave electromagnetic field schemes on the hardness distribution on the surface of samples made of hardened carbon fiber reinforced PCM with lightning protection coating (MZP), in the form of a metal copper mesh embedded in the surface layer.

As a result of the studies, the alignment of the values of the measured hardness of the material was noted, which is expressed in a decrease in the span and coefficient of variation, as well as the mean square deviation. Intensive allocation of Joule heat in the area of metal elements of MZP grids leads to intensification of diffusion processes in the contact zone with the volume of PCM, some softening of the matrix. This contributes to its closer contact with these structures, which increases the cohesion of the entire structure and its strength and stiffness, as well as hardness and uniformity. As a result, there is the greatest change in the histograms of the hardness distribution and the manifestation of pronounced extremes corresponding to the modal (most common in the sample) values.

Thus, it is shown that the impact of a microwave electromagnetic field to equalize the values of surface hardness of the material of the mesh RPMS, and on the opposite side without causing a significant change in the average of its values.

The research was carried out with the support of RNF grant No. 18-79-00240 "Disclosure of the mechanism of interaction of microwave radiation with cured polymer composite materials based on carbon fibers in combination with bound metal elements embedded in the surface layer, periodically distributed in the plane of filler reinforcement, in relation to structural elements of aircraft robotic systems".

The formation of complex shell structures from a heat-resistant layered composite with an inverted magnetron system

Ivanov N.A., Lozovan A.A., Lenkovets A.S.
MAI, Moscow, Russia

The development of aerospace engineering requires improving the operational characteristics of aircraft engines. It is known that engine efficiency directly depends on the magnitude of the operating temperature. The heat resistance of structural materials used in engines is at the limit, and any progress in this area is difficult. A solution to this problem can be found by developing new heat-resistant composite materials.

However, there are a number of problems when the formation of such composites must be done directly in the manufacturing process of the required structure. One of these tasks is the creation of small-sized shell structures of complex profile from a heat-resistant layered composite (for example, combustion chambers of block engines of space objects). Promising for solving such problems are additive technologies based on ion-plasma spraying, which make it possible to obtain layered composites that have the necessary service characteristics and do not require additional machining.

One of the main disadvantages of ion-plasma spraying is the low productivity of creating 3-d structures of a complex profile. This disadvantage is largely offset by the production of the composite by sputtering by a system of inverted magnetrons, which made it possible to significantly increase productivity.

In this work, the selection of materials of the composite layers is carried out, which, if other requirements were met, would ensure a minimum of residual stresses in the composite layers. A sample of a layered composite was obtained in the form of a shell structure with a complex profile by spraying alternating layers of Nb and Mo with inverted magnetrons on a mandrel, which is then etched.

External examination of the sample showed the absence of external defects in the form of cracks and delaminations. Studies of the microstructure of the sample and contrast analysis using a scanning electron microscope show that the formed layers have a thickness of the order of 7 μm without delamination and cracks, and a clear boundary with the formation of an Nb-Mo solid solution of the order of 1 μm. The total thickness of the composite is approximately 700 μm. A solid solution is formed as a result of the mutual diffusion of niobium and molybdenum.

Analysis of artificial neural network capabilities concerning semantic segmentation of images obtained by remote sensing of the Earth's surface

Igonin D.M., Tyumentsev Yu.V.
MAI, Moscow, Russia

The purpose of the research is to create a set of algorithms that provide an analysis of the quality of training of artificial neural networks when considering them with layer-by-layer deepening. Neuroarchitectures U-Net [1], SegNet [2], and MultiNet [3] were chosen as the object of study. We use these neuroarchitectures for the semantic segmentation of images obtained by remote sensing of the Earth's surface. The processed images were taken from the WorldView-3 database [4].

The results presented in [5] make it possible to identify critical elements of neuroarchitecture, such as too "narrow" or too "wide" layers, which affect the quality of segmentation.

We perform the numerical analysis of the segmentation quality for the considered neuroarchitectures. The obtained results are presented in the form of probability matrices. The value of each of the elements of such a matrix is an estimation of the conformity of the class to itself (the value of the diagonal elements) and the estimation of errors in the classification (non-diagonal elements), when the answer is the wrong class.

Based on a number of performed experiments, requirements to the most adapted neuroarchitecture intended for semantic segmentation of images are determined, using the WorldView-3 database as an example.

References:

1. Ronneberger O., Fischer P., Brox T. U-Net: Convolutional networks for biomedical image segmentation. – arXiv: 1505.04597v1 [cs.CV] – 2015.

2. Badrinarayanan V., Kendall A., Cipolla R. SegNet: A deep convolutional encoder-decoder architecture for image segmentation. – arXiv: 1511.00561v3 [cs.CV] – 2018.
3. Teichmann M. et al. MultiNet: Real-time joint semantic reasoning for autonomous driving. – arXiv: 1612.07695v2 [cs.CV] – 2018.
4. WorldView-3 Satellite Imagery, DigitalGlobe, Inc. 2017, https://www.digitalglobe.com/products/satellite-imagery.
5. Brain from the inside (Visualization of the pattern through the artificial neural network model) 2019, https://habr.com/ru/post/438972/ [In Russian].

Creation of modular spacecraft based on the use of additive technologies in outer space

Karpuhina G.V., Gecha V.Ya., Kiryakin A.A., Pozdnyakova V.D.
VNIIEM Corporation, Moscow, Russia

At present, it is relevant to solve problems of improving technical characteristics, increasing the active life, optimizing the price / quality ratio of spacecraft based on the introduction of the latest materials and advanced technologies in the production processes of space enterprises.

Specialists of VNIIEM Corporation JC are conducting research on the creation of a modular spacecraft for production in orbit from prefabricated functional modules and a supporting structure formed using additive technologies. To do this, an analysis of the spacecraft's block design was carried out and the rationale for the choice of technical solutions (principles, approaches), declared parameters, technical characteristics of the created samples / technologies that provide advantages over analogues or alternative solutions was carried out.

The technical solution of dividing the spacecraft into modules for various purposes has the following advantages over a traditional spacecraft:

1. Having a certain set of different modules available, you can very quickly assemble a spacecraft of any configuration depending on its purpose;
2. In the future, the modularity of the spacecraft will lead to the fact that its repair can be performed quickly and directly in orbit by replacing a failed module, which means that a failed device will not need to be decommissioned;
3. You can add any modules to this design, scaling the spacecraft or complementing its functionality.

• The rapid development of additive technologies opens up wide opportunities for optimizing the spacecraft structures, as well as its development and manufacturing processes. Successful experience was achieved in building structural elements directly on the structural panel of the spacecraft hull. This practice can be used to organize quick and easy production of modules. Additive technologies can also be applied for the manufacture of spacecraft parts with the optimal mass / strength ratio.

Anisotropy effect estimation of the mechanical characteristics of composite materials reinforced by short fibers on the results of topological optimization of power structures

Kishov E.A., Kurkin E.I., Spirina M.O.
Samara University, Samara, Russia

The stiffness and strength of composite materials reinforced by short fibers depends on the orientation of reinforcing fibers, determined during the molding of the product. Studies of the mechanical characteristics of composites are based on Eshelby's work. Tandon and Weng based on Eshelby's theory determined the elasticity characteristics of a composite material reinforced with unidirectional short fibers. A composite material reinforced by short fibers can be represented by a transversely isotropic model, leading to a stiffness matrix of an orthotropic form.

The paper compares the results of topological bracket optimization obtained in isotropic and orthotropic settings. As the material, polyamide-6 reinforced with 50% short glass fibers was used. A nonlinear anisotropic model of the material was constructed in the Digimat MX system by reverse engineering of the results of tensile tests of material samples according to ISO 527, cut at angles of 0°, 45° and 90° to the molding direction of the plate. The rigidity of the material along the molding direction is two times higher than the rigidity of the material in the transverse direction. Topological optimization was carried out in the ANSYS Workbench system. It is shown that the orthotropic nature

of the material leads to the orientation of the structural elements along the direction of maximum material stiffness. Based on the results of topological optimization, taking into account technological limitations, a three-dimensional geometric model of the bracket is constructed. The verification of calculation procedure included an assessment of the rigidity, strength, and buckling of the structure. Taking into account orthotropy during topological optimization made it possible to increase the structural rigidity by 9% compared with the isotropic formulation.

The reported study was funded by RFBR according to the research project mol_a_ved № 18-31-20071.

Investigation of experimental titanium alloy doped with scandium

Knyazev M.I., Savostin D.S., Kachaikina E.S., Chernenok D.V.
MAI, Moscow, Russia

First of all, a prototype ti-6Al-10Sc titanium-based alloy containing 6.1 wt was obtained.% Al and 10.2 of the masses.% Sc. The density of the alloy in the initial state was determined using the method of hydrostatic weighing and amounted to 4,2094 g/cm3. The hardness measurement of the alloy showed a value equal to 31 HRC. The microstructure of the sample in the cast state is represented by a single-phase α-solid solution to titans having a lamellar morphology, which is consistent with the data of x-ray phase analysis.

The next stage of the study is hardening, which is necessary to study the effect of heat treatment on samples from the experimental alloy. The samples were heated in the temperature range from 1040 to 940°C with a step of 20° and then cooled in water to room temperature. It can be seen that the samples, which were quenched from 1000 °C and above, have a structure represented by a small-plate α' martensite. This leads to a sharp increase in hardness to 42 HRC.

When the heating temperature for quenching is reduced to 980°C, the alloy structure is transformed and the formation of discrete αSc secretions along the boundaries of the initial β-grain is observed in it along the α' martensite. At the same time, there is a sharp decrease in hardness to 35 HRC.

At temperatures of heating under quenching equal to 960 and 940°C in the structure of the experimental alloy martensite disappears, and in its place a solid solution based on the α-phase of titanium is formed, having a lamellar morphology. In this case, hardening with 960°C can be fixed in the alloy three-phase state represented (αSc +αTi + β), and hardening with 940°C two-phase (αSc + αTi). Hardness decreases as the heating temperature decreases.

Analyzing the data obtained, it can be concluded that the experimental alloy Ti-6Al-10Sc has high specific strength characteristics, which makes the use of scandium as an alloying element justified and promising. In conclusion, it should be noted that research in this direction continues.

The effect of hydrogen on the structure and phase composition of the VT6 titanium alloy

Knyazev J.A., Savostin D.S., Kachaikina E.S., Chernenok D.V.
MAI, Moscow, Russia

It is known that the phase composition and structure of the VT6 titanium alloy will vary depending on the temperature of the thermal hydrogen treatment, as well as on the hydrogen content. So, when 0.2% hydrogen is added to the VT6 alloy at temperatures of 900 and 850°C, a complete transition to the single-phase β state is observed. Subsequent cooling to normal temperature leads to the fact that the β phase undergoes a martensitic transformation. In this case, cooling of alloy samples containing up to 0.3% hydrogen leads to the appearance of α'-martensite, and at a content of 0.3 to 0.7% H – α-martensite. A further increase in the hydrogen concentration in the VT6 alloy makes it possible to obtain a close to single-phase β state at room temperature. The structure after this TVO depending on the hydrogen content changes as follows: (α + β) → (α'+ β) → (α" + β) → β.

Below 850°C, a two-phase state, represented by α' and β phases, is formed as a result of hydrogenous annealing. In this case, an increase in the hydrogen concentration leads to a decrease in the volume fraction of the α' phase, which is associated with the redistribution of the alloying elements during the hydrogenous annealing and the saturation of the α phase with aluminum. As a result of this, the formation of the α2 phase is observed, the basis of which is the Ti3Al intermetallic compound.

A further decrease in the temperature of the hydrogenous annealing to normal (600°C) leads to a decrease in the volume fraction of the β phase in the structure of VT6 alloy, as well as to an increase in the concentration of hydrogen contained in this phase. In this case, the β phase becomes metastable with respect to the hydride phase δ of variable composition TiHx, which leads to its decomposition by the eutectoid reaction into αe and δ phases. Since the αe phase is formed from the β phase, at the same time, the α' or α2 phases can exist in the structure, which differ in chemical composition from it. The structure after hydrogenation in the temperature range from 800 to 600°C depending on the hydrogen content changes as follows: (α + β) → [α (α2) + β] → [α (α2) + β + δ] → [α (α2) + δ].

Since any change in structure entails a change in the properties of the alloy, the choice of the correct TVO mode is necessary in the manufacture of critical parts and structures.

Modern methods of realization of coordinate methods of basing aircraft glider units during assembly

Kovalevich M.V.
MAI, Moscow, Russia

Basing is an important part of assembling. Accuracy of assembling mostly depends on accuracy of basing, hence the general accuracy of the product.

There are three methods of basing of elements during assembly: by place, by openings and by marking. Each method can be realized as relating to other elements of construct, as well as related to base elements of assembly device.

In domestic air and spacecraft are widely used three methods of assembly: by basic elements of assembly device, by coordinate fixing openings and by assembling openings. In so doing, providing high accuracy of assembly by classic methods requires significant spending for manufacturing special assembly devices and also restrains possibility of productivity increasing by automation of processes.

Recently is increasingly applies so-called coordinate-positioned way of basing units during assembly. Its essence is in positioning an assembly unit in space by combining control points with related points on mathematic model of a product.

Preconditions for use of these technologies are connected with emergence of automatically commanded positioners. Usually are made as vertical and horizontal columns. In so doing, the product can be installed on positioners directly (using brackets) as well as in special technological frame - pallet.

Works at using in aircraft industrial robots as positioners are under way. Required solution to the problems connected with accuracy of positioning and stability of element fixating during fastening.

Increasing of the strength properties of the navigation system's components of the pilotless aerial vehicles

Konkevich V.Y., Stepanov V.V.
MAI, Moscow, Russia

Current trends in the development of pilotless aerial vehicles associated with an increase in the duration of autonomous operation require a decrease in the overall dimensions of various units. The reduction of such characteristics can be achieved through the use of more durable materials and modern technologies. The increase in structural strength allows laying a smaller wall thickness of the product without compromising operational properties, which is quite relevant in the manufacture of large-sized units such as cases of navigation devices with sufficiently large weight indicators.

The work considered the possibility of replacing the material of the soldered case of the navigation instrument made of aluminum alloy with a more durable alloy of type AK4-1, which will reduce the weight of the structure by about 25-30%. Based on the low temperature of the onset of melting (about 560°C) of the AK4-1 alloy, an analysis of possible solders was carried out, providing a high level of operational properties. Taking into account the strength characteristics and satisfactory corrosion resistance of the brazed joint, Stimet-1502 quick-crystallized solder based on the Al-Si-Ge system was chosen for the manufacture of the product. Testing of this solder in the manufacture of the design mock-up showed that low plastic properties make it non-technological when assembling for soldering in molten salts (during the assembly of structures of the spike-groove type, the destruction of the

solder tape was observed). In this regard, the possibility of manufacturing a modified solder with higher plastic properties was considered. Based on theoretical analysis, a new composition of solder based on Stimet-1502 solder with microalloying bythe transition metals was selected.. For the manufacture of the model, ribbons of solder of a new composition (50-80 μm thick) were obtained, the study of the mechanical properties of which showed an increase in plastic properties by 4-6%, compared with the base solder. Assembly for brazing was carried out manually with compression of the soldered element with a tape of solder. The model was soldered in a molten salt at a temperature of 540°C and a holding time from 30 seconds to 5 minutes.

As a result of the studies, it was found possible to reduce the weight and size characteristics of large-sized units, for example, cases of navigation devices by increasing the strength of the material used.

Investigation of the effect of ion assisting on the surface morphology of the layers of nanolaminate coatings

Kubatina E.P., Lozovan A.A.
MAI, Moscow, Russia

From literature, it is known that the use of ion assisting coating processes allows the formation of high-quality nanocrystalline coatings. Ion assisting allows a wide variation in the structure and properties of coatings by controlling the composition, energy, and ion current density. In addition, using ion bombardment, the surface of the substrates is very efficiently cleaned.

However, the application of ion assisting in the deposition of nanolaminate coatings must be approached very carefully, paying particular attention to the interface of the layers. For certain parameters of the ion beam, ion assisting the coating process can provide a wide interface between the substrate and the substrate. Such a lack of a sharp boundary between the layer and the substrate helps to ensure high adhesion and the formation of a gradient coating, however, the use of such a regime when spraying layers of a multilayer structure will adversely affect the formation of a nanolaminate coating.

The layers according to this technology are formed under conditions of competition between the deposition and sputtering processes, which can lead to an increase in the surface roughness of the composite layers.

The objective of this study is to optimize the operation mode of the “Radical” type ion source during the formation of CrN/NbN nanolaminate coatings by magnetron sputtering with ion assisting. Sputtering was carried out from two magnetrons with Cr and Nb targets in a direct current argon and nitrogen medium. The gas mixture was fed into the chamber through an ion source, i.e. in the form of ions. The voltage at the ion source was maintained at 2 kV and the beam current was discretely changed for each experiment.

The morphology of the coatings and elemental composition was studied using an EVO-40 Carl Zeiss scanning electron microscope with an INCA Oxford Instruments energy dispersion analysis attachment.

The surface roughness of the layers was determined using an optical KLA Tencor MicroXAM-100 profilometer with an object table with a servo drive.

At present, research methods are being developed.

Thin-film technologies of coating formation on the highly-porous roll materials for condenser structures

Kulikov S.N., Sleptsov V.V., Kukushkin D.Yu., Kyaw Z.L.
MAI, Moscow, Russia

Big capacity power banks (BCPB) have a wide range of uses along with chemical ones – from portable device batteries and electric motor cars to high-energy recuperative systems of self-generated supply.

The basis of BCPB is the big capacity condenser structure, which provides specific reserve energy at 20 W·hr/Kg and above. Nowadays there are two trends in developing supercapacitor structures for BCPB. The first one is to make electrolytic condenser structures, using carbon-based materials with

developed surface as electrodes. The second one is to develop ceramic capacitor on the basis of ferroelectrics with high dielectric inductivity.

The report discusses the results of research and development of roll-to-roll processing technology for generation of electrode material, which is the key element of thin-film electrolytic structure and defines the energetic and performance characteristics of supercapacitors.

When developing the technology, the ion-plasma sputtering method was chosen and applied, namely, the magnetron sputtering system (Mrs) and the arc sputtering method. Magnetron sputtering provides good adhesion of the deposited layers, the possibility of deposition of multilayer coatings, large sizes of the processed samples, the absence of high temperatures on the treated surface, the droplet component and a low rate of sputtering of the material, which allows to control the process of film growth and obtain a wide range of coating thicknesses - from fractions to micrometer units.

The delivered results have been obtained by means of combining two processes; these are vacuum metallization of porous carbon material and deposition of metals on the nanocluster surface followed by their positioning in the pore volume.

Evaluation the influence of the weld line on the mechanical characteristics of lugs from short fibers reinforced composite material

Kurkin E.I., Spirina M.O., Zakhvatkin Ya.V., Chertykovtseva V.O.
Samara University, Samara, Russia

Lugs are a typical structural element and contain stress concentrators. The stiffness and strength of lugs from short-fibers reinforced composite materials depends on the orientation of the fibers. Lug molding is associated with the flow around the lug axis, which leads to the formation of a weld line. Weld lines affect the orientation of the reinforcing fibers and can lead to a change in stiffness and strength of the lug. The work is devoted to assessing the influence of the weld line on the mechanical characteristics of lug from short-reinforced composite material. To calculate the lug molding, Moldex3D was used with Solid type of mesh elements. The lug size is 65x24x12 mm. The diameter of the hole is 12 mm. Material is polyamide-6 reinforced with 30% glass fibers – PA6 Aramid SV 30-1ETM. Three cases of the melt entry point location were considered, leading to weld line location along the lug axis (1st case), diagonally to lug the axis (2nd case) and perpendicular to the lug axis (3rd case). The dependence of the melt front and the weld line location on the melt entry point was studied, and the reinforcing fibers orientation tensor values at each element of lugs mesh in each melt point location case were obtained.

For static structural analysis a nonlinear anisotropic material model was used, which was built in Digimat MX by reverse engineering. For failure prediction Tsai Hill 3D transversely isotropic model with FPGF (PGA) formulation was used. The ultimate load is taken as the minimum load at which the maximum value of the FPGF criterion reaches unity. Lug tension calculation was carrying out in ANSYS Workbench, using Digimat CAE Wizard. Lug rear face was fixed using Fixed Support. Load was set by Force, attached to the steel axis, connected to the lug during frictionless contact. The lug stiffness was evaluated by the value of the ovalization of the hole. The strongest and stiffest lag was the lug of 1st case. The 2nd case lug, in which the weld line located closest to the location of the maximum value of the strength criterion, shows the smallest stiffness and strength – its stiffness is less than 2.18% and strength is 9.16% less than the stiffness and strength of the 1st case lug.

The reported study was funded by Russian Science Foundation according to the research project No. 19-79-10205.

Investigation of the possibilities of laser shock wave processing at low laser energy

Lozovan A.A., Prishepov S.V., Kozlov P.P.
MAI, Moscow, Russia

The creation of high-performance lasers has led to the emergence of many new processes in various industries. One such process was laser shock wave processing (Laser Shot Peening - LPC), as a technology for improving the surface, which converted the residual tensile stress to compression, significantly increasing the fatigue strength of products from various metals and alloys, which is the most important characteristic of aircraft parts. However, the industrial application of this technology

required quite powerful pulsed lasers (10 J and higher), which significantly increased the cost of the process. Thus, low-power lasers (less than 1 J) remained outside the scope of this technology.

However, later Japanese scientists proposed a new version of laser pinning, in which the surface was treated without applying a traditional LPC heat-absorbing layer to the product, simply emitting successive laser pulses into metallic materials in an aqueous medium – LPwC.

The processing was carried out with laser pulses of about 100 mJ from a compact and commercially available Q-switched Nd: YAG laser. Studies have shown that LPwC significantly improved the fatigue properties of steels, titanium and aluminum alloys despite an increase in surface roughness due to ablative interaction. It has also been found that LPwC is effective in preventing the occurrence and spread of stress corrosion cracking.

In this paper, we study the possibilities of the LPwC method for surface treatment of various materials. Irradiation was also carried out with an Nd: YAG laser with Q-switching in the following operating mode: wavelength $\lambda = 1.06$ μm; maximum pulse energy E = 130 mJ; pulse duration $\tau l = 10$ ns; pulse repetition rate f = 30 Hz; beam divergence $\gamma = 4$ mrad. The diameter of the laser mark on the sample is 1 mm or more. The VT-6 sample was mounted on a table with two-coordinate movement and the treated surface of the sample was continuously watered with a layer of water with a thickness of about 2 mm. Irradiation was carried out with a 50% percent overlap of the laser mark. In this case, the number of irradiation pulses of a single point was varied from 5 to 30.

The values of residual stresses were evaluated by the $\sin 2\psi$ X-ray method on a DRON-4 diffractometer in filtered CuKα radiation. The preliminary results obtained are encouraging, but the process parameters require optimization, which is now being carried out.

Short fibers orientation calculation at the early design stages of structures from composite materials

Lukyanov O.E., Kurkin E.I., Kishov E.A.
Samara University, Samara, Russia

For the manufacturing of large series of spatially loaded complex shape parts injection molding technologies of short-reinforced thermoplastic materials are used. The stiffness and strength of such materials are determined by the orientation of the reinforcing fibers, determined during the molding of the product. Therefore, to predict the mechanical characteristics of thermoplastic materials reinforced with short fibers and to control the rigidity and strength of the designed products, there is an urgent need for mathematical modeling of the molding process of non-Newtonian multiphase fluids. For mathematical modeling, finite element and finite volume analysis systems are widely used, such as Moldex3d, Autodesk Moldflow, ANSYS Polyflow. The use of these software systems requires a three-dimensional geometric model of the product. The geometric model of structures is determined by the load cases. At the early stages of design, topological optimization is widely used to determine the structural layout. The result of topological optimization is a set of mesh elements located in places of load transfer. Creating a three-dimensional geometric model for calculating product molding based on the results of topological optimization is a laborious and difficultly automated task.

In this work, we developed a calculation method for short-fiber reinforced thermoplastic materials molding on elements of topological optimization mesh without using three-dimensional geometric models. Software has been developed for extracting the required elements from the topological optimization computational grid and exporting them into the ANS mesh format. A technique has been developed for exporting such results to Autodesk Moldflow and ANSYS Polyfow systems. The results of calculations of the flow of non-Newtonian media in Autodesk Moldflow and ANSYS Polyfow on directly imported meshes are obtained. In Autodesk Moldflow, the orientation values of the reinforcing fibers were founded. The results of modeling the flow on directly imported meshes are compared with the simulation results on the three-dimensional geometric models described by the results of topological optimization. The developed technique allows to significantly reduce the time of the designed calculation of molded load-carrying structures at the early design stages.

The reported study was funded by RFBR according to the research project mol_a_ved № 18-31-20071.

Innovative waste management strategy of the aerospace industry

Metechko L.B., Sorokin A.E., Goryainov D.V.
MAI, Moscow, Russia

It is difficult to overestimate the importance of the problem of modern society to reduce waste and fill the shortage of resources. The world scientific thought creates all new types of plants of complex processing of waste which will replace imperfect technologies of burning with loss of useful components. In conditions of scarcity of resources and territories, the only way out of the situation can be a separate collection of waste, which eliminates their separation at integrated processing plants, facilitates their processing and the quality of the resulting raw materials..

The authors propose a new strategy in the field of waste processing that allows not only to prevent the growth of storage and long-term storage of solid waste, which is dangerous from the point of view of complex pollution, but also to reduce and destroy existing landfills and landfills, turning them into building materials and energy. Scientific developments to improve recycling and waste management should also go in two parallel directions.

Modern plants of complex processing can in this case be called "flagship" objects, and along with them there should exist and develop ordinary, mainly mobile, installations of limited capacity- "liquidators" transported to the places of existing dumps and landfills.

The proposed approach will allow not only to release the territory for further remediation of soils and return them to their original safe state, but also to obtain the necessary raw materials, which is especially valuable in conditions of limited resources and territories both on earth and in the territories of colonies-settlements with artificial abiotic conditions on other planets and satellites.

The analysis of pilot projects of mobile waste hydro-separation plants with recycling water treatment system and waste thermal carbonization equipment allows the authors to make a confident conclusion about the possibility of implementation, efficiency and undoubted practical benefits of the proposed dual waste management strategy in conditions of limited resources and territories.

Brazing of cermet with carbon steel using Cu-Mn-Ni fillers

Misnikov V.E.
MAI, Moscow, Russia

Cu-Mn-Ni-system alloy filler metals are used widely due to their unique properties . These alloys have an excellent strength, and also high temperature strength and thermal stability. The indisputable advantage of these filler metals is the possibility of the heat treatment of products (quenching and tempering) after brazing, due to the high liquidus temperature of these alloys, which often exceeds 900°C

The brazing process of the steel with the hard alloy by means of Cu-Mn-Ni system filler metals was studied in the work.

The influence of filler metal`s powder particles shape and flux composition (presence or absence of fluoroborates) on the porosity formation in the joint has been studied. The use of spherical powder and the exclusion of fluoroborates from the flux composition resulted in the porosity reduction.

The influence of brazing temperature (960 and 1050 °C) and exposure time (0.5-5 min) on the microstructure of brazed joints, obtained using CuMn28Ni5Cr1.5Zn0.3Zr0.3 and CuMn24Ni9 filler metals, by SEM/EDS analysis has been studied. Two microstructure constituents were observed in the brazed seam: the copper-based solid solution in the seam center and the iron-based solid solution at the of brazed seam\base metal (steel) interface. No diffusion were observed from the hard alloy side at low brazing temperatures. Along with the brazing temperature increasing, the cobalt diffusion into the brazed seam started from the hard alloy side, and from the side of steel – the dissolution intensification of the base material and the thickness growth.

Combined surface hardening of parts for friction pairs of gas turbine engines

Moeni Tabatabai D.S., Boytsov A.G., Kuritsyna V.V., Kazantsev S.A.
MAI, Moscow, Russia

Violation of the performance of fuel and hydraulic system units is most often observed due to the malfunctioning of precision friction pairs - control and distribution devices, plunger, piston and plate

pairs. The most common failures are the setting of rubbing surfaces and fretting corrosion. The wear of the spool pairs in the hydraulic dispersion mechanism causes a decrease in pressure on the working body, which entails a drop in machine performance and a decrease in efficiency. In order to ensure operability, the requirements for low friction forces, high tightness, and stability during operation are imposed on spool pairs. Work surfaces perform substantial hardness (HRC > 58) with high requirements for roughness (Ra = 0.1 ... 0.32).

To increase the reliability and resource of such parts, it is advisable to use combined surface hardening, including methods of excellent nature of the hardening effect: surface plastic deformation, chemical-thermal treatment, highly concentrated energy flows (laser, electron beam, ion), coating of materials with high operational properties. Each of the methods has its own advantages and disadvantages, which determines the scope of its application. A rational combination of several methods can provide the set of characteristics required for solving a particular problem.

The analysis of working conditions and the quality of the surface layer of parts of friction pairs of hydropneumatic units showed that it is first of all necessary to increase the resistance of parts to fretting corrosion. In addition, it is important to ensure high anti-friction properties. To increase wear resistance, fretting resistance, heat resistance and antifriction properties, it is advisable to use electrical discharge alloying. This method allows you to increase the service characteristics of parts in 2 ... 10 times. Electrical discharge alloying is performed by the first stage of combined hardening. To provide increased hardness, the second stage of combined hardening is assigned to diamond smoothing. The developed method of combined hardening allows to improve the lubrication conditions of the surfaces of friction pairs, to optimally combine the properties of the base and alloyed materials. Combined hardening methods should be used for the most critical parts, when traditional technology does not provide the required level of operational properties.

Stressed-deformed state of cylindrical shells from piezomaterials based on refined theory

Nguyen L.L., Firsanov V.V.
MAI, Moscow, Russia

The use of piezomaterials allows you to effectively manage the deformation of structures, convert mechanical energy into electrical energy. Therefore, functional elements based on the use of piezoelectrics are widely used in various fields of engineering, automation, computer technology, especially in the aviation and space industry.

This paper proposes a version of a refined theory for calculating the electroelastic state of cylindrical shells made of piezomaterial. The problem of reducing three-dimensional equations to two-dimensional ones is carried out by presenting the required displacements by polynomials in the normal coordinate two degrees higher with respect to the classical theory.

Using the Lagrange principle and applying the equations of the three-dimensional theory of elasticity, a mathematical model of the stress-strain state of cylindrical piezoelectric shells is constructed. A complete differential system of equilibrium equations is obtained that describes the electroelastic state of shells and boundary conditions in displacements and potentials. The piezoelectric sheaths under the influence of an electric field and various mechanical loads are considered.

An operational method based on the Laplace transform and Maple software is used to solve the formulated boundary-value problem. The results obtained in this work showed that under the influence of an electric field inside the shell there are significant stress-strain state . On the other hand, under the action of external mechanical loads, free electric charges arise on the surface of the shell. In addition, it was established that transverse normal stresses occur near the fixed edges, which are neglected in the classical theory of the Kirchhoff – Love type. Additional stresses must be taken into account when calculating the types of joints in various designs.

Fracture of VT3-1 alloy under dynamic loading regime, 10^7 – 10^9 cycles

Nikitin A.D., Beklemishev N.N.
MAI, Moscow, Russia

The study on structural materials in the very long disabilities (107 – 109 loading cycles) had shown that material's fatigue failure is possible under external stress amplitude being well below the classical fatigue limit [1]. Moreover, there is a qualitative change in the fatigue crack initiation mechanism in this region that is known in the literature as very high cycle fatigue (VHCF). In contrast of the well studied ranges of low cycle fatigue (LCF) and high cycle fatigue (HCF) where the crack initiation occurs at the surface of a sample or product, while in the case of VHCF the subsurface crack initiation is more typical that is associated to microstructure defects. Such subsurface crack initiation is repeatedly found in engineering practice, leading to unpredictable failures of structural elements during in service.

In this paper, we consider a material without defects such as inclusions or pores - a two-phase titanium alloy VT3-1. The fatigue tests in the VHCF region with different stress ratios were carried out on specimens made from an aircraft product. It has been shown that even in the absence of obvious defects such as inclusions or pores, the fatigue crack initiation in VT3-1 titanium alloy occurs in the bulk of the material under VHCF loading. The analysis on specimen fracture surface is performed by using scanning electron microscopy. It is shown that fatigue crack initiation in VT3-1 titanium alloy under VHCF loading is associated with heterogeneity of two phase microstructure. Typical features of microstructure that can lead to the titanium alloy fatigue failure under long durability are revealed. It is shown that in the VHCF range the results of fatigue tests demonstrate a significant dispersion that can be explain only by difference in crack initiation mechanism.

The unique fatigue test results on VT3-1 titanium alloy and new method for assessing the fatigue properties of structural materials under long fatigue life are presented.

References:

1. C. Bathias, P.C. Paris. Gigacycle fatigue in mechanical practice, Dekker, New York, 328 p.

Development of thermomechanical processing modes of high-strength titanium alloys for mounting parts

Orlov A.A., Ivanov A.E., Pozhoga O.Z., Zhurbina E.V.
MAI, Moscow, Russia

The connection of the structural elements of the aircraft glider is made using a variety of fasteners. Mounting parts are critical elements in the construction of the aviation industry and are mass-produced. Alloys for fasteners must be technologically advanced during pressure processing and provide high strength characteristics of finished products. Currently, bolts with a diameter of up to 8 mm are obtained by cold heading, and hot heading is used to manufacture bolts of a larger diameter. In addition, the development of aviation technology requires the use of even more durable mounting parts. From this position, (α + β)- and pseudo-β- titanium alloys have the best set of properties.

The aim of this work was to create a technology for producing bolts with a diameter of more than 10 mm from high-strength titanium alloys VT16 and VT35, using cold heading methods that have an increased complex of mechanical properties.

The studies were carried out on bars of Ø16 mm made of high-strength titanium alloys VT16 and VT35 and were divided into three stages, namely: studying the phase composition and structure of the studied semi-finished products during thermomechanical and heat treatments, determining the technological plasticity of the complex of mechanical properties of the samples under study at room temperature.

It is shown that after thermomechanical processing of the studied semi-finished products, the necessary technological plasticity for cold heading is not achieved. It has been established that using heat treatment, a structure is formed that provides the material with high ductility: the maximum compression ratio during upsetting at room temperature is more than 75%, but low strength characteristics are observed. It is shown that due to dispersion hardening during low-temperature aging, the ultimate strength of 930 MPa and 1360 MPa is achieved for samples of VT16 and VT35 alloys, and the shear stress is 645 MPa and 815 MPa, respectively.

Prospects for improving solid lubricant Pb-containing coatings

Pavlov Y.S., Lozovan A.A., Aleksandrova S.S.
MAI, Moscow, Russia

Currently, Pb thin films are increasingly used as a solid lubricant in special aerospace devices and various lightly loaded friction pairs. However, the use of soft materials (including Pb) as solid lubricant coatings (SLC) for operation under extreme loads is inefficient due to the short service life. At the present time, various types of composite coatings are used for these purposes, consisting of a solid matrix and a lubricant. The improvement of composite coatings is a promising direction for the production of effective Pb based SLCs.

The creation of a number of composite SLC coatings based on Pb requires a detailed understanding of the process of co-deposition of Pb and any solid metal.

In this work, we studied the structure of the PbTi coating obtained by co-deposition of Pb and Ti at different ratios of the components of the coating.

Coatings were formed on samples with a size of 50×15×0.15 mm made of NCX750 alloy with a pre-polished surface to a roughness Ra ≤ 1.2 μm. Before installing the samples in a vacuum chamber, they were washed in an ultrasonic bath with gasoline and rubbed with alcohol. The chamber was pumped out to a pressure of 5×10-4 Pa. Then, the samples were cleaned with Ar+ ions using an ion source at an argon pressure in the chamber of 7×10–2 Pa, current I = 0.5 A, ion energy ~1.5 keV. After cleaning, the ion source did not turn off, thus providing ionic assistance to the deposition process. Co-deposition of Pb and Ti was carried out by two direct current magnetrons located at an angle of 90° to each other. The distance of the magnetron substrate is 100 mm. The argon pressure in the chamber during spraying was 1×10–2 Pa. Spraying was carried out at different magnetron currents.

The thickness of the coatings was measured by the interferometric method according to the step formed on the witness sample on a MicroXAM-100 3D profilometer.

X-ray diffraction analysis was performed on a DRON-4M diffractometer in filtered CuKα radiation. It was noted that in X-ray diffraction patterns for samples with coatings sprayed at currents of 0.1 and 0.2 A, diffraction from Pb is pseudo-amorphous, which indicates a low temperature of the deposition process.

All coatings sprayed at currents of the magnetron Ti I = 2-3A have a pronounced texture. In this case, when the coatings are sprayed for 10', a basic texture is formed, and when the spraying time is increased to 40', it has some blurring occurs.

Multi-cycle rolling of composite materials of Al-Cu system

Paltievich A.R., Galkin V.I., Galkin E.V.
MAI, Moscow, Russia

Multicycle rolling of composite laminated materials composed of components with different physicochemical and mechanical properties allows to conduct deforming in the conditions when each component is in its own and peculiar for it temperature regime. For example, the matrix component of the composite can be rolled in the conditions of hot deformation and the reinforcing component in the conditions of warm or cold one.

This article describes the investigation of composite material of the aluminum-copper system, where aluminum is the matrix component and copper is the reinforcing element. The blank part consists of 3 layers: two external matrix layers and an internal reinforcing one. Different physicochemical and mechanical properties of the components will lead to granulation of copper and creation of reinforcing particles in the aluminum basis of the material during the multicycle rolling.

Let us consider the effect of blooming on the example of a spectrum fragment of a mercury low pressure lamp. It can be seen that there is a significant broadening of spectral lines, which leads to considerable difficulties in determining the wavelength of the respective line. It should be noted that in the case of a linear spectrum is also observed the broadening of spectral lines towards the larger wavelengths, i.e. in the direction of charge packet transfer.

With the aim of formalization of the requirements to the parameters of the technological process, the criteria approach was used. In its basis there are criteria expressions which build interconnections

between rolling managing parameters (temperature, deformation degree and speed), geometric parameters of the initial laminated blank part, a solid connection between components and allocation of particles in the produced item.

In order to confirm the values, calculated in the criteria system, a rolling consisting of 6 cycles was conducted.

The results of the microstructure analysis showed that the initial laminated structure of the blank part maintained soundness during 3 rolling cycles, though the thickness of copper layer was decreasing considerably from cycle to cycle.

After the sixth rolling cycle the structure of the received material represents a matrix in which the reinforcing copper particles are allocated homogeneously, herewith the average area of these particles accounted for 714 mym2.

Manufacturing of carbon- and silica fibers-based polymer composites for heat-protective coatings

[1]Panina K.S., [2]Danilov E.A., [2]Gareyev A.R.
[1]BMSTU, [2]NIIgraphit, Moscow, Russia

Materials suitable for manufacturing of heat-protective coatings (HPC) in aerospace applications (elements of fuselage, nose cones, engine cowlings) are currently of great research interest. Technical requirements to said materials are harsh: they should have minimal density, withstand extreme temperatures (up to 3600 K), aggressive media, intense erosion, significant mechanical loadings etc.

Ceramic- and particulate-filled rubber composite-based HPC's are currently used, both having significant drawbacks, most important being low processability when manufacturing complex-shaped thin-walled bodies, and relatively high thermal conductivity at high temperatures.

In the present study we report manufacturing prospective material for thin-walled HPC based on either carbon or silica continuous fibers and silicone matrix modified with carbochain polymers and inorganic additives to enhance thermal properties. Such materials have improved operational properties providing for manufacturing of complex and precisely-shaped articles. Manufacturing route is described; mechanical properties both in monolayers and laminates as well as solid residue yield after high temperature treatment have been evaluated.

These novel materials can be used for manufacturing high-performance thin-walled HPC intended to withstand short-term operation at above 1500 deg.C.

The effect of rare earth metals on the structure and mechanical properties of cast aluminum alloys

Petrov I.A., Shlyaptseva A.D.
MAI, Moscow, Russia

Aluminum alloys are widely used in the aerospace and automotive industries. In the preparation of castings of aluminum alloys, especially silumin, of fundamental importance is the modification of grains and eutectic α-solid solution as the main operational and technological properties directly depend on the alloy structure. In this paper, we analyzed the effect of various rare-earth metals on the structure and properties of various silumins. The process of modifying silumin rare earth metals may flow due to creation of additional nucleation sites for α-solid solution, silicon primary crystals and eutectic grinding silicon (α+Si). Rare earth metals tend to reduce the crystallization temperature of the eutectic (α+Si). As a result of analysis, it was found that the REM considered ground structure and consequently a positive effect on the mechanical properties of various aluminum casting alloys. Scandium is a known modifier aluminum alloys, wherein a plurality of the melt creates additional nucleation and refines the structure. Also, scandium provides modifying effect on eutectic silumins in that associated with Al_2ScSi_2 release phase. Small additives of Y, Ce or La have a positive effect on the structure and properties of various silumins. Y modifies the structure and improves the mechanical properties of hypoeutectic, eutectic and hypereutectic silumin. At the same time, lanthanum less modifies silumin structure compared with Y. Ce is most effectively behaves as a modifier of primary silicon in hypereutectic silumin. Yb has a positive effect on the structure of silumins, changing the morphology of the silicon phase in the eutectic from a rough lamellar form to

a thin globular form. At the same time, Sm less modifies silicon eutectic (α+Si) in comparison with Yb, but changes the morphology of dendrites α-solid solution in silumin. Er modification of silumins alter the shape and size of eutectic silicon particles; the structure is refined. As observed grinding α-solid solution, due to the uniformly distributed particles dispersed Al_3Er. The Al_3Er phase plays the main role in increasing the mechanical properties of silumins. Small additives of Nd or Gd do not significantly affect the structure and mechanical properties of silumins. Besides grinding α-solid solution primary crystal silicon and grinding silicon in the eutectic (α+Si), the rare earth metals have a positive effect on the morphology of Fe-containing phase (suppress acicular structure).

Providing required surface layer parameters

Petukhova O.S., Yagudin T.G., Smirnova E.A.
MAI, Moscow, Russia

The whole variety of reasons for the formation of roughness on the machined surfaces of deep holes can be divided into three groups: those associated with the geometry and kinematics of the machining process; with the features of plastic and elastic deformations of the processed metal, as well as with the occurrence of vibrations. In this case, the nature of the emerging microroughness can be determined by either one of the above reasons, or their complex.

When processing the surfaces of deep holes with a cutting tool, the roughness parameters have a decisive influence: the geometry of the cutting tool, the quality of its manufacture and sharpening, tool wear, cutting conditions, physico-mechanical characteristics of the coolant, the rigidity of the system, and the material of the workpiece.

At a low quality of manufacture and sharpening of the cutting tool, defects on its cutting edge (bumps, notches, chips, etc.) are copied on the surface to be machined, which increases the roughness of the surface treated with this tool. When the tool is blunted, the roughness of the processed surface increases with boring by 50-60%, when drilling – by 30-40% and when deployed – by 20-30%.

During the cutting of plastic materials, the surface layer is deformed, its equiaxed structure is violated, it acquires a fibrous texture and its physical and mechanical properties change. Roughness of a considerable size appears on the surface, in some cases turning into waviness.

A significant effect on the surface roughness is the value of the tool feed during processing. With increasing feed, surface roughness increases. The degree of increase depends on the processing method, the quality of sharpening and beating of the tool relative to the machined surface.

The use in the processing of coolants with additives that prevent setting, reduce friction and facilitate the formation and flow of chips, creates conditions that reduce surface roughness.

Diffusion welding of silicon with aluminum in a superplastic state

Salmin P.A.
MAI, Moscow, Russia

Diffusion welding is considered as a method of welding in the solid phase with a low-intensity thermal deformation effect on the materials to be joined. The formation of a qualitative compound occurs in three stages:

1.Formation of physical contact; 2.Activation of contact surfaces; 3.Volume interaction.

The Versatility of the diffusion welding process, allowing a wide range to vary the technological parameters of welding makes it possible to obtain a high-quality connection at different temperatures and provides a guaranteed reliable contact with the preservation of the elastic properties of silicon single crystal.

The role of plastic deformation in the formation of physical contact is significant at all three stages of formation of a solid-phase compound. Plastic deformation ensures the convergence of atoms at a distance at which interaction is possible, prepares more facilitated conditions for the activation of surfaces due to the relaxation of the energy released when the dislocations exit to the surface.

The formation of physical contact during welding of dissimilar metals with very different plastic properties (such as silicon monocrystal and aluminum) occurs due to plastic deformation of microroughnesses of the softer of the joined materials. The contact is formed on the entire surface discretely due to the presence of microroughnesses on the connected surfaces.

Metallographic studies show that creating a relief on an aluminum interlayer, which is designed to facilitate the formation of physical contact and the activation of contact surfaces due to the intensification of plastic deformation, leads to a significant decrease in the total area of physical contact.

Heat treatment at high homological temperature is not able to completely eliminate the consequences of rolling-deep plastic deformation of the foil.

Diffusion welding, which is carried out in the same sequential cycle with superplastic deformation of aluminum, is the most promising method of welding silicon with aluminum, which ensures the required quality of the joint.

Effect of complex processing technology on phase composition, structure and corrosion resistance of experimental high-modulus titanium alloy

Slezov S.S., Lidzhiev A.A., Grushin I.A.
MAI, Moscow, Russia

The production of high-quality cutting medical instruments made of titanium alloys is a promising task for modern medicine. One of the most promising materials for the creation of this tool are titanium alloys with a high content of aluminum. However, the increase in the complex of functional characteristics of products depends not only on the material, but also on the technology of its processing. In this regard, this paper presents the results of the study of the effect of thermal hydrogen treatment and vacuum ion-plasma nitriding on the phase composition, structure and corrosion resistance of the experimental titanium alloy with a high content of aluminum. Saturation of the samples with hydrogen was carried out in a two-stage mode to concentrations of 0.3 and 0.6 % at temperatures of 850-750°C. the Introduction of hydrogen into the alloy to the selected concentrations leads to an increase in the volume fraction of the β-phase to 20 and 30%, respectively. Vacuum annealing of samples was carried out in two modes:

1. two-stage: 550°C, 1.5 hours + 650°C, 4 hours;
2. single stage at a temperature of 850°C for 3 hours.

When implementing two-stage vacuum annealing according to the first mode, a bimodal type structure is formed. It contains a primary α-phase formed during plastic deformation, with a size of 2-5 microns and a secondary fine-dispersed α-phase in the β-matrix. As a result of high-temperature vacuum annealing according to the second mode, a typical globular (α+β) structure with an average size of α-particles of about 5 microns is formed.

Vacuum ion-plasma nitriding of samples was carried out in the modernized installation "Bulat-6T" at a temperature of 600°C for 1 hour in a mixture of nitrogen and argon. The corrosion resistance of the samples was studied by potentiodynamic method in 0.9% aqueous NaCl solution under natural aeration conditions. As a result of researches it was established that transformation of structure of samples by methods of thermohydrogen processing allows not only to increase technological properties of an alloy, but also to improve its corrosion resistance. The formation of a deep nitrogen-modified hardened diffusion zone on the surface of samples allows to significantly (2.5-4.4 times) increase the stationary potential and to reduce the current density in the passive region by almost an order of magnitude.

Methodology for assessing the thermomechanical behavior of actuators made of polymer composite materials with a thermostimulated shape memory effect

Slyusarev A.A., Babaevsky P.G.
MAI, Moscow, Russia

The thermostimulated effect of shape memory (TSE SME) in polymer composite materials (PCM) lies in the ability of these materials to change shape when an external force is applied and restore it spontaneously in the absence of restraining force when it is heated to a certain temperature, the so-called conversion temperature. Fixation of the changed and restored form is ensured by cooling below the conversion temperature.

To select the composition of PCMs with TS SME, we developed a dynamic mechanical analysis (DMA) technique for accelerated assessment of the temperature-time and deformation-force

parameters of this effect using small samples. In order to evaluate the TS of the electron-phase conjugation of structural elements from such materials, in particular, flat actuators of expandable (transformable) space structures, we have developed methods for determining the kinetics and limiting values of the degree of shape restoration and the forces and stresses developed with the use of a video camera, and a computer-aided setup for static tests materials respectively. A sample of a flat actuator with a built-in heater and a predefined U-shape is fixed between two metal plates in the WDW 10E static test setup so that the force arising from the restoration of the shape is transmitted to the force sensor. Thermomechanical tests are carried out in compression mode with a minimum speed of 0.001 mm/s when the sample is heated to the conversion temperature using the built-in heater. The kinetics and the limiting degree of restoration of the U-shaped actuator are recorded using a video camera when heated in a free state.

An experimental evaluation of this technique was carried out on carbon composite plates based on a modified epoxyphenol binder and three types of carbon fabric (UT-900, URAL Tr-3 / 2-15 and URAL T-1-22A) 140 mm long, 70 mm wide and 2 thick. 5 mm. It was established that, depending on the type of reinforcing fabric, the limiting degree of restoration of the U-shape of flat actuators is from 98 to 99%, and the developed force is from 3.0 to 15.9 MPa. Comparison of the results obtained for the studied samples of a flat actuator with the data of the DMA method showed that the stresses that arise when restoring the shape of small samples of a given material and size can be used to calculate such stresses for samples of actuators of the required size from this material without conducting full-scale tests.

Modern methods of functional control of super-large integrated circuits

Smirnov K.K.
MAI, Moscow, Russia

The pace of development of VLSI, which is used as an element base of most modern digital signal processing systems, is constantly ahead of the pace of development of equipment based on them. As a result, the integrated structures of submicron technology already from the 90s of the 20th century made it possible to implement much more complex devices than engineers could then design. This trend is based on a constant decrease in technological standards, which affects the yield level of integral integral structures and leads to an increase in the sensitivity of their elements to external factors. As a result, the reliability of VLSI is reduced due to the appearance of latent defects that are no longer able to identify existing methods technical control. The report analyzes this problem and identifies the reasons for the unsatisfactory state of affairs in this area, the main of which is the lack of automation Functional control (FC) of VLSI. On specific examples of the preparation of functional tests (FT) for technological equipment in the production of VLSI, it is shown that this preparation reduces the effectiveness of a typical methodology for localizing VLSI failure points and leads to an information gap between the mathematical and topological models of VLSI. To correct this situation, the author proposed and tested the original VLSI design and testing route, which takes the VLSI FC route to a higher level of automation. The route is implemented as part of a hardware-software complex in which the connection of the VLSI mathematical and topological models is continuously supported within a single information environment. The latter relies on the apparatus of the original object-oriented and hardware-oriented language STeeL, which supports multi-platform technology equipment. Specific examples show the contents of the proposed methods for the development and transfer of VLSI FT between measuring and testing equipment and the development of equipment. Algorithms for testing VLSI RAM and methods of automation and improving the effectiveness of memory tests are considered. The developed complex allows automating the processing of almost all types of VLSI tests and implements the ability to automatically localize error places in the topology of the integrated structures of almost all domestic VLSIs, which are widely used in aeronautical electronic systems.

Automated solutions for designing technological tasks of casting aircraft engine blades

Smykov A.F., Lavrov D.I.
MAI, Moscow, Russia

For computer-aided design of casting technological processes (TPL) of blades, an application program package (PPP) has been developed that includes two groups of programs: design of gate-feeding systems (LPS) of the selected type; selection and calculation of technological means of influencing the formation of blades without shrinkage defects and with a homogeneous structure. Automated solutions have been developed for casting working and nozzle blades and their sectors using two methods of creating the initial mold temperature, namely, by heating and pouring the mold in the furnace muffle and by cooling the mold in a heat-insulating cover after it is fired before filling.

LPS design programs and the effective layout of blade blocks include: LPS with a total profit (cylindrical and disk) for casting working blades weighing more than 0.5 kg; LPS with common profit collectors disk and ring for casting small (up to 200 g) working blades; LPS with general and local profits for casting nozzle vanes with lower mold casting; LPS with general and local profits for casting nozzle vanes with top casting; LPS for casting sectors of nozzle vanes with their vertical arrangement and upper casting molds; LPS for casting sectors of nozzle vanes with their horizontal arrangement; selection of the rational position of the nozzle blade sector in the mold.

Programs for calculating technological means of influencing the formation of blades provide: calculations of local thermal insulation, local profits and technological inlets that provide power to complex structures of the upper shelves of nozzle blades and their sectors; calculation of the temperature distribution in the preheating oven; calculation of the thickness of the layer of additional thermal insulation on the mold shell variable with respect to the height of the pen in order to provide power to the pen; calculation of additional thermal insulation, a “pencil” roller and technological inlet, which ensure the formation of a homogeneous structure on the conical portion of the pen near the output edge; calculation of the required intensity of the lower cooling of the mold block.

The design and engineering design guideline for aircraft engine blades has been tested in industry enterprises.

The influence of the weld line on the mechanical characteristics of tension samples from short fibers reinforced composite material

Spirina M.O., Kurkin E.I., Chertykovtseva V.O., Zakhvatkin Ya.V.
Samara University, Samara, Russia

The weld lines are formed at molding products of complex topology in the case of combining flows after flowing around obstacles. Weld lines, that occur when two mix flows are connected in the mold, influence the strength of the product in this area. The strength in weld lines decreases with increasing filler content. This effect is especially pronounced for hard fibrous fillers. The purpose of our work is to compare the stiffness and strength of tension samples located on the weld line when flowing around circular, rectangular, triangular obstacles, with the stiffness and strength of samples located on the plate in the region of uniform flow far from the weld line along and across the molding direction. The plane from 30% fiberglass filled polyamide-6 molding calculation was carried out in the Moldex3D system on a solid-state mesh. Using the calculation, we investigated the distribution of the melt front, the size and location of the weld line, and obtained the orientation tensor of the reinforcing fibers at each point of the plate. Using the Digimat MAP, the components of the fiber orientation tensor are transferred from the hydrodynamic calculation mesh to the stress-strain state calculation mesh taking into account the place of cutting samples.

For the static structural calculation, a nonlinear anisotropic material model was used, built in Digimat MX by reverse engineering based on the results of material tests. To predict the strength of the samples, the Tsai-Hill criterion is applied in a transversely isotropic formulation taking into account the model of the first pseudo-grain failure (FPGF).

The presence of the weld line significantly affects the field of stresses and deformations of the sample and changes the value of its average stiffness. Samples containing the weld line are slightly stiffer than samples cut across the molding of plate in a place that does not contain the weld line. The contribution of weld line to the samples stiffness is less than the change in the sample orientation

with respect to the molding direction of the plate. The greatest contribution to the samples mechanical characteristics was made by the rectangular obstacle. Using an anisotropic model of short fibers reinforced composite material allows to take into account the influence of the weld line on the mechanical characteristics of thermoplastics products.

The reported study was funded by Russian Science Foundation according to the research project No. 19-79-10205.

Development of modern systems for automatic control of the welding of aircraft

Stepanov V.V., Nikitina E.V.
MAI, Moscow, Russia

Modern welded structures of aviation and space technology, as a rule, are characterized by relatively large dimensions and complex geometry of the seams. In this regard, to obtain high-quality joints, automated welding complexes are being tried, the construction of which is complicated by the large length of the welded joints, the high dynamics of the welding process, the possibility of deviation of the welding modes from the set values and other factors. Therefore, in welding complexes for monitoring process parameters, sensors of various types are usually provided, the signals from which are processed by the control system and displayed to the operator. As a result, a modern system for automatic control of the welding process should include a high-speed computing module with a system for interacting with sensors, as well as a convenient interface module for interacting with the operator.

Currently, automated systems are organized in two main ways: on the basis of the controller system (for example, on the basis of PLC) with the connection of an intelligent touch panel (HMI) for interaction with the operator; based, as a rule, on a single-board or industrial computer with expansion modules for interaction with peripheral devices. Moreover, for the implementation of the welding process, it is necessary to control at least two engines (moving the torch and filler wire feed), control the parameters of the welding mode, turn on the unit and connect auxiliary peripherals.

As a result of the analysis of the welding process, it was determined that the control of the welding process is usually carried out according to several parameters, which does not require the construction of complex reporting forms. In this regard, to build automated systems for controlling the welding process, it is advisable to use a PLC with HMI. It was determined in the work that the most widely used programmable controllers from Siemens, Mitsubishi, Agave, etc. can be used to build control systems. To collect information and compile a report, you can use standard output functions embedded in touch panels, and save to information carriers. The control system based on the Mitsubishi FX5 controller with a touch panel for setting welding modes and with the support of two stepper motors was developed and built. As a result, it was found that this approach to the construction of control systems for the welding process allows us to fully solve modern manufacturing problems.

The influence of air oxidation duration on the oxide films stability during vacuum processing of titanium alloys

Stepushin A.S., Gvozdeva O.N., Shalin A.V., Makarov F.V.
MAI, Moscow, Russia

Creation of the intense impact protective materials is one of the most interesting application of titanium alloys. Currently, they are used in class IV bulletproof protection. However, to ensure a higher class of protection, it is necessary to increase their dynamic resistance. This can be achieved by creating a “linear” gradient structure in the material using thermal hydrogen treatment. However, it is necessary to protect other three sides of the semi-finished product from hydrogen penetration. Our previous investigations have shown that oxide films formed by high-temperature heat treatment in an air atmosphere can be used as a way to protect against hydrogen penetration during subsequent hydrogenous annealing. But at the same time, a rather fragile oxide scale is formed during the prolonged oxidation at temperatures above 800C. Therefore, the aim of the research was to study the influence of air oxidation duration on the quality of oxide films and their stability during subsequent vacuum annealing.

Oxide films on the surface of VT6 alloy samples was formed during isothermal exposure from 30 minutes and up to 4 hours at a temperature of 900C with air cooling. An analysis of the results showed that with increasing oxidation time, continuous brittle oxide films form on the surface. Their thickness varies from 70 to 150 microns, respectively.

The stability of the formed oxide films was evaluated in vacuum at a temperature of 800 ° C for 30 min. It was found that vacuum annealing leads to complete dissolution of the oxide film which was formed during exposure for 30 min., as well as partial dissolution of the film formed after 1 hour exposure. Oxide films that formed after exposure for 2 and 4 hours were fully preserved. It should be noted that in the process of vacuum annealing, thickness of the alpha case are increasing by 30 - 45%, but these indicators are not critical for subsequent technological operations.

It was shown that heat treatment exposure in air atmosphere must be carried out in the range from 2 to 4 hours to form stable oxide films which protect material from hydrogen penetration during hydrogen annealing.

Identification of potential risks related to the 3D printers application

Sudukova K.A.
MAI, Moscow, Russia

Modern additive technologies are more and more widely used in the aircraft industry now. The 3D printers application makes it easier to aircraft, and reduce the cost of fuel and materials.

The risks of the Anycubic LCD Photon 3D printer with SLA printing technology and the PICASO 3D Designer 3D printer with FDM printing technology were identified at the MAI 3D printing laboratory.

SLA technology (laser stereolithography) is based on the action of ultraviolet or infrared lasers on a liquid photopolymer, as a result of which it is converted into a sufficiently hard plastic.

FDM technology involves layering polymer by inkjet technology. The main principle of printing by this technology is the melting of a plastic rod and the formation of a drop from it, which is applied to a moving platform. During creating bulk physical objects using FDM printing, raw materials from acrylonitrile butadiene styrene (ABS) or polylactide (PLA) are used.

As a result of the analysis the following potential risks arising during the 3D printers operation were identified:

- getting burns;
- electrical injuries;
- injuries by moving parts;
- harmful fumes of the starting material;
- emission of ultrafine particles.

Due to the enclosed case, the Anycubic LCD Photon 3D printer with SLA printing technology is safer to use. But there is a risk of evaporation of polymerizable resin substances into the working zone during processing after printing.

In the absence of a closed housing, the FDM printer creates a risk of burns from touching a hot extruder.

The greatest danger is the evaporation of plastic heated to the melting temperature. The composition of PLA uses components of natural origin, so it is considered relatively biocompatible and safe for humans. When melting ABS plastic, the residual monomers of petroleum products are released: butadiene, styrene, acrylonitrile. If ingested, these substances can cause headache, dizziness, and weakness.

To prevent the identified risks, a comprehensive approach is needed, which may include improving the quality of raw materials, introducing methods to minimize harmful fumes, lowering the extrusion temperature, filtering the air, and observing safety rules.

Increase of life and reliability of fir-tree slots of LPT disc with ultrasonic hardening

Teryaev D.A., Tomashevich A.M.
MAI, Moscow, Russia

A feature of residual stress arising in turbine discs (and fir-tree slots in particular) is that they, practically, act only in surfaces tenths of a millimeter deep. However, as an exploitation experience shows, surface residual stress may affect on all part's durability, especially while it's having alternating stress. Ignoring of such a problem may cause a serious loss of life of whole engine and its reliability because of fir-tree slot's breakdown and following blade's fly-off from it that becomes the reason of engine's parts destruction along blade's fly-off trajectory.

Two main factors making fir-tree residual stress to arise are force plastic deformation and surface heating.

Fir-tree slots are facing different and great stresses: tensile stress from centrifugal forces, bending stress from gas' forces and, in addition, torsional strength in cases of twisted profile blades. In addition, it is needed to be taken into account that the working turbine inlet temperature is 1297 K and that's why additional tensile residual stress from thermal influence arises

To compensate the stress arising in fir-tree slots, a method of ultrasonic peening was used. Hitting the surface of a slot, peens create compensating compressional stress enhancing slots' performance during workload.

Samples hardened with this method (At room temperature) performed its high-cycle fatigue twice as high during the test. For now, there are developments of low-cycle stress testing method: choosing the loading method, cycle frequency and loading value.

Use of the cohesive zone model and thermofluctuation theory for evaluation of the kinetics of subcritical crack growth in adhesive joints

Ustinov A.A., Salienko N.V., Babaevsky P.G., Kozlov N.A.
MAI, Moscow, Russia

The bearing capacity and operational durability of adhesive joints (AJ) during their operation under conditions of joint action of a mechanical load and the environment are to a decisive extent determined by their ability to resist of crack propagation and their critical or subcritical growth in areas of defect – stress concentrators. Therefore, the control of fracture toughness of AJ – critical parameters of resistance to crack growth and the kinetics of their subcritical propagation is of particular importance and relevance in evaluating and predicting their performance and durability.

To structural AJ that fracture as pseudo-brittle for aims mentioned above the most effective approaches is linear elastic fracture mechanics (LEFM) and the micromechanical model of a crack in a pseudo-brittle body (Barenblatt model), which describes the physical phenomena that occur near the tip of the crack upon its initiation growth.

Computer simulation and numerical calculations using the cohesive zone model (CZM) implanted in the finite element method (FEM), it is assumed that under critical loading or crack opening, i.e. upon its initiation and critical fast growth along the length of the crack a constant local stress acts along the axis of the crack, equal to the ultimate stress of inelastic deformations σc and corresponding to the action of cohesive bonds (traction forces).The kinetics of subcritical crack growth and the so-called G-V diagram obtained from its dependence on the load or size of crack opening it is the basis for the LEFM approach to evaluating the quasi-static and dynamic fatigue life of materials and structures, including adhesive joints.

In this paper, on the base of the thermofluctuation theory for polymer durability (Zhurkov theory and equation) and using the CZM implanted in the FEM, present analytical and numerical calculations of the rate of subcritical crack growth and created GV diagrams for AJ samples in the form of DCBs based on aluminum alloy plates D-16 and epoxy adhesives of industrial grades EPK-1, VK-9, and K-300-61 for a given subcritical crack opening. In the calculations, we used experimentally determined critical parameters of crack resistance and local deformation-strength properties of the joint structure, as well as the constants of the Zhurkov equation. It is shown that the proposed method describes the kinetics of the process quite accurately, and the obtained results correlate well with experimental data.

Prospects for the use of powder technologies in the manufacture of bimetallic high-power rocket engine designs

Fomin I.A.
NPO Energomash, Khimki, Russia

High quality and low cost of production along with high labor productivity are characteristic features of modern high-tech production in the leading branches of world engineering, one of which is rocket and space engine building.

In the context of constant changes in the space services market, more and more attention is paid to the introduction of laser sintering and laser cladding technologies at enterprises engaged in the production of space rocket technology. With their help, new possibilities open up, such as the possibility of manufacturing bimetallic structures from materials such as titanium and copper alloys, alloys based on aluminum and titanium, heat-resistant and corrosion-resistant alloys, and many others. The creation of bimetallic structures is dictated by a number of advantages that bimetals have in comparison with homogeneous metals, for example, an extended service life and a reduced consumption of expensive materials.

The use of powder technologies opens up many new possibilities for the design of bimetallic structures, and also imposes some limitations (product dimensions, surface roughness, and other technological features).

In connection with the foregoing, the use of new powder technologies in the manufacture of high power liquid propellant bimetallic structures is an urgent task for research. To continue the research, it will be necessary to carry out work on the design of structures taking into account the requirements of powder technologies, to manufacture and study samples of materials, including and transition zone, make model samples, as well as conduct fire tests.

With the right approach, solving this problem will improve the quality, reduce the complexity and number of used equipment and tools for the manufacture of such units as a combustion chamber, heat exchanger, etc., and also eliminate the need for welding and soldering dissimilar materials.

Factors affecting the strength of the helicopter blades in its manufacture

Kharitonenkov A.I., Avdeev. I.M., Khoroshko L.L., Khoroshko A.L., Basova A.N.
MAI, Moscow, Russia

The producing of blades is a complex technological process, during which one of the key parts of the helicopter is created. This article considers key factors that ensure the formation of a quality product.

The blades of the helicopter, creating its lifting force, are subjected to significant load, but at the same time, they should be quite light. The use of heat-strengthened aluminum alloy meets the terms of use. To lighten the weight of the helicopter its blades are made hollow, keeping its hardness. The pressing process is used as a technological technique for producing of a helicopter profile. This process provides the opportunity to obtain high-quality billets for producing of helicopter blades.

Compulsory implementation of a set of technological methods in the production of a helicopter profile provides the constructor parameters. For this purpose, factors, affecting the hardness of the helicopter blades are taken into account. These factors include: the influence of the purity of the surface of the ingot, temperature and speed of pressing, the degree of deformation, the design of technological tooling. An important element of tooling is the matrix. The matrix with the protruding protector of the divider is the optimal matrix design for the production of a helicopter profile. The main advantages of this matrix design are: high quality of the outer and inner surfaces of the helicopter profile, the specified accuracy of geometric dimensions along the entire length of the profile, the strength of the weld, which does not inferior to the strength of the base material. The disadvantage of this matrix design is the reduction in the yield of the finished product due to the increased size of the press residue. This disadvantage is compensated by the absence of spoilage in the form of seam bundles.

The use of computer-aided design increases the efficiency of manufacturing press tools and press dies. The paper considers the advantages that the use of computer simulation of the manufacturing

process of press products gives in comparison with full-scale tests. The possibilities of using computer simulation for virtual testing of the finished product are indicated.

Investigation of the influence of the bulk content of spherical inclusions in a polymer composite material on strength and thermal characteristics

Kyaw Y.K., Rabinskiy L.N., Babaytsev A.V., Thant Z.H.
MAI, Moscow, Russia

With the growth of new technologies, combined with increasing requirements for volume/mass characteristics and resistance to aggressive environments (for example, corrosion), polymer materials are increasingly used. [1] However, in pure form, these materials have low mechanical and thermal properties. These properties can be changed, for example, by adding a filler to the polymer matrix. With the development of nano-technologies, there was a deeper understanding of the interaction of filler and matrix, as well as the influence of the volume content of the included particles on the physical and mechanical characteristics. [2]

A composite structure made of epoxy resin ED-20 is considered in which glass particles with a characteristic size of about 50 microns are added. This structure is easy to perform. [3-5] The influence of the bulk content of spherical glass particles on the strength and thermal characteristics of the composite material is investigated. Digimat MSC Software was used model such a structure, and thermal and strength calculations were carried out in the Workbench Ansys system. The calculation was carried out for the volume content of inclusions of the order of 5%, 10%, 15% and 20%. In the thermal calculation, the sample was heated from 10°C to 55°C and the temperature distribution in the sample was studied, and the strength calculation was considered as a 3-point bend. Based on numerical calculations, the dependence of the percentage of inclusions on the tensile strength and modulus of elasticity was obtained. The optimal percentage value is chosen taking into account the obtained thermal and mechanical characteristics of the material.

The study was supported by RFBR, project No. 17-01 -00837.

References:

1. Bondaletov L.I., Bondaletov V.G., Polymer Composite Materials. Tomsk: Tomsk Polytechnic University, 2013. - 118 p.

2. Mittal V. Spherical and Fibrous Filler Composites. ISBN: 978-3-527-67025-3(ePDF). 2016. – 288 c.

3. BRYAN ELLIS. Chemistry and Technology of Epoxy Resins, ISBN 978-94-011-2932-9 (eBook).

4. Debasmita Mishra1, Alok Satapathy. An experimental investigation on the effect of particle size on the thermal properties and void content of Solid Glass Microsphere filled epoxy Composites. 2016, IOP Conf. Ser.: Mater. Sci.

5. Koshoridze, S.I., Levin, Y.K., Rabinskiy, L.N, Babaytsev, A.V. Investigation of Deposits in Channels of Panels of a Heat-Transfer Agent. Russian Metallurgy (Metally).Volume 2017, Issue 13,2017, Pages 1194-1201.

Checking the possibility of connecting the elements of a thermoelectric module using zinc braze

Shargaev E.O.
MAI, Moscow, Russia

Currently, the urgent task is to increase the operating temperatures of thermoelectric converters, as well as to increase the reliability of their work. The increase in operating temperatures is associated with the soldering temperature of the elements. At present, thermoelectric elements are soldered with Sn-Sb (Tmelt.=230°C) and Au-Sn (Tmelt=280°C) solders, which allows research on the use of a new higher-temperature solder and thereby increase the operating temperature of thermoelectric elements.

The main goal of the work was to check the possibility of connecting the elements of the thermoelectric module using zinc solder.

As a solution to this problem, it is possible to use flux-free soldering in a protective atmosphere of argon with the application of pressure or vibration.

For the study, we obtained samples of a thermoelectric element of the Bi-Sb-Te composition, coated with an anti-diffusion barrier coating of Ni and Sn, and an immersion gold coating. On top of the immersion gold coating, an aluminum coating with a thickness of 30-40 microns was applied by a gas-dynamic method.

Solder, in the form of a foil, 200 microns thick, was laid between the thermoelectric element and the aluminum bus. Zn4Al solder was used as solder material.

Soldering was carried out in a UVP-1 vacuum furnace in an argon atmosphere and heated from 440°C to 500°C.

Electron microscopy studies indicate that the absence of an Al coating leads to dissolution of the Ni and Au sublayer by solder, as well as to the destruction of the semiconductor material over the entire temperature range. Thus, the presence of Al coatings is mandatory.

Based on the results, it can be concluded that the connection, using flux-free brazing, with Zn4Al solder is possible in the temperature range 440 - 480 ° C with the application of pressure or vibration, which destroy the oxide films and allow dense uniform joints to be achieved.

Automation of scientific and technical expertise procedures in the methodology of technological audit of aircraft manufacturing

Shahrivar S.M., Kuritsyn D.N., Kuritsyna V.V., Kazantsev S.A.
MAI, Moscow, Russia

At the present stage of technological development of science-intensive sectors of industry, the possibility of optimizing production technology is of great importance for existing enterprises; in some cases, technological re-equipment is necessary, transition to new generation technologies. A technological audit allows us to formulate scientifically based approaches to increasing the competitiveness of products and increasing production efficiency. Technological audit – a sound external assessment of the technological potential of the enterprise, carried out by a group of experts with the aim of identifying hidden reserves of production, introducing new and optimizing the technologies used, promptly restructuring production, ensuring the competitiveness of products and technology transfer.

With the help of techniques and procedures of technological audit (diagnostics, modeling, statistical analysis, expert evaluation, feasibility study, functional and cost analysis, etc.) are carried out: 1) analysis of real production, basic technologies and evaluation of their effectiveness; 2) review of competing technologies, identification of technological standards; 3) comparison of used technologies with technological standards in order to assess their relative efficiency, prospects. The main management tool for solving the final tasks of the technological audit is the identification of hidden reserves of a particular production.

As a tool for a comprehensive description of the complex phenomena of production and technological processes, it is rational to use MATLAB matrix calculation software and Simulink extension, intended for visual modeling of dynamic systems. According to the concept of electronic description, technical and technological systems are represented in a computer environment in the form of a hierarchy of information models having priority weighting factors at each level of analysis. Based on the forecast, it is possible to envisage going beyond the admissible critical parameters of a high-precision product, evaluate the effectiveness of technical regulation measures – integrating new technological solutions.

The model of the technological system is a dynamically updated structure and allows you to analyze the effectiveness of technological support both in individual operations and the technological process as a whole.

Improving the quality and reducing the duration of the production cycle of the production of pipeline systems of aircraft

Shemonaeva E.S.
MAI, Moscow, Russia

The pipeline system of the aircraft is a section of pipelines interconnected by various types of connections. The total length of pipeline systems can reach tens of kilometers, depending on the

product. The nomenclature of pipes of various configurations included in the product can reach hundreds of units. Currently, the manufacturing process of pipeline systems for aircraft manufactured commercially includes a large amount of manual work, due to the use reference method of transferring shapes and sizes and installing them “in place”, which leads to high laboriousness of work and also increases the length of the production cycle of the product as a whole. Thus, to solve the problem, we propose the transition to a standardless method of transferring the shape and size of pipelines with the further manufacture of elements of pipeline systems on equipment with numerical control.

To achieve this goal, the following tasks were set and solved:

1. Conducted structural and technological analysis of the nomenclature of pipelines.
2. The analysis of technological processes for the manufacture of pipelines and equipment used for bending pipes.
3. The analysis of the modern equipment presented on the market, which is required for the implementation of advanced technological processes, is carried out, recommendations for the selection of equipment are developed.
4. Techniques for reverse engineering of existing standards have been developed, including a method for obtaining the coordinates of the points of a measured object, a method for processing measurement results and working with a point cloud, a method for creating three-dimensional pipeline models from a point cloud.

Ultimately, the obtained solutions can improve the quality of the parts obtained, reduce the complexity of operations and generally reduce the length of the production cycle for the production of pipeline systems.

Formation of multi-functional coatings by supersonic low-temperature gas-dynamic flow

Shkuratenko A.A., Nikitin P.V.
MAI, Moscow, Russia

The use of multi-functional coatings in the industry will create products with a unique combination of properties: namely, it is possible to increase the hardness, heat resistance and heat resistance of the structure several times, to achieve, in necessary cases, an amorphous state of the working surface of the parts, etc. Which, in turn, improves the performance of the products as a whole.

The principal difference between the formation of coatings by a supersonic low-temperature gas dynamic flow is the use of a carrier gas with a low temperature (up to 1000K), which provides a weak heating of the powder particles in the flow (less than 10% of the melting temperature of the particle material). In addition, the process completely eliminates such physical processes as melting and evaporation of the solid phase, as well as chemical reactions between gas and solid particles, which does not change the original composition of the coating. And the small size provides ordering, better stacking and coupling of particles than from coarse particles.

Finally, the low temperature of the gas flow facilitates the use of any cheap gases: industrial air, nitrogen, carbon dioxide, etc.

The process is realized at high particle velocities (500-1500 m / s), which is much more than the alternative methods and is comparable only with the particle velocities in the detonation method.

It has been found that increasing the particle velocity, and hence the contact pressure, reduces the activation energy of the particle-substrate interaction process. In addition, with increasing particle velocity, the mechanical properties of the coating itself increase.

The high supersonic speed and low temperature of the carrier gas allows the use of fine powders with a particle diameter d < 10 microns in the coating process, which contributes to achieving a particle velocity close to that of the carrier gas. As a result, the microstructure of the coating, including small particles, is more dense. The density of the coating is 1-1.5% different from the density of the monolith of the same material.

Also, when high-energy particles collide with the substrate, their mutual shear deformation occurs, the activation of conjugate surfaces, including cleaning from oxide films and other contaminants.

The described method refers to gas-dynamic methods, which are already widely used in industry.

Hybrid energy storage

Shchur P.A., Sleptsov V.V., Zinin Yu.V., Ushkar M.N.
MAI, Moscow, Russia

According to BLOOMBERG NEW ENERGY FINANCE with the General increase of consumption by 2040, the share of electricity generated by burning coal will be reduced from 30 % to 13 %, gas – 24 % to 14 %, fuel oil – 6% practically zero and would reduce the share of electricity generated by hydro and nuclear power, at the same time increase significantly the share of supply to the market of electricity from renewable energy sources (RES).

However, some problems remain unresolved in the creation and operation of RES, one of which is the storage of electricity during the period from maximum production to maximum return to consumers.

Today, the traditional solution to the problem of accumulation and storage of electricity is the use of lithium-ion batteries (LIA), providing an energy capacity of 200 (W*h)/kg and above, which have a number of disadvantages.

Synthesis of functional materials for supercapacitors (SC) on the technology of thin-shoulder metallization of carbon matrix [1] or on the basis of ferroelectrics with high dielectric permittivity [2], allowed SC with energy intensity of 10-15 (W*h)/kg to 40-50 (W*h)/kg, which makes it possible to use them effectively as part of hybrid energy storage, including LIA and SC. Thus, LIA provide power supply in stationary and SK-in transient modes of operation of high-current equipment.

The report discusses such a hybrid energy storage.

The presented hybrid power storage device can be used not only as a part of RES, but in electric transport or to provide uninterrupted power supply of high-current equipment (for example, electric motors) in conditions of unreliable external power supply.

The advantage of this scheme is the simplicity associated with the lack of balancing devices required for serial connection of supercapacitors.

Deep hole quality assurance

Yagudin T.G., Gurkina E.D., Konyakhin A.E.
MAI, Moscow, Russia

When planning measures to improve the accuracy of processing, it is necessary to take into account the influence of the main technological factors on it. Thus, deformations of the technological system under the influence of cutting forces cause errors in the shape of the machined surfaces. The instability of the allowance in the batch of blanks causes errors of the executed size due to the phenomenon of copying. Moreover, surface shape errors can be reduced by increasing and equalizing the rigidity of the AIDS technological system, as well as improving the uniformity of the mechanical qualities of the material within each workpiece. Reducing the error in the performed size in the batch of parts can also be achieved by reducing the tolerance on the size of the initial workpieces and increasing the uniformity of the mechanical properties of their material.

Errors in the installation of workpieces in fixtures affect the accuracy of the dimensions of deep holes and the accuracy of deviations of their axis. Therefore, when securing the workpieces, it is necessary to correctly select the places of application and the direction of the clamping force, as well as use clamping mechanisms to ensure their constancy.

The shape error of cylinder blanks from castings and forgings is often caused by the influence of residual stresses arising at the stage of their manufacture. Therefore, the reduction of residual stresses in steel parts is achieved by their annealing and normalization, in cast iron – by annealing and aging.

The temperature deformations of the technological system have a significant impact on the accuracy of operations, especially when thinly boring deep holes during the warm-up period of the machine, i.e. until the thermal equilibrium of the system. If after this the machine is adjusted, then this factor cannot be taken into account in the future, since as a result of temperature deformations of the technological system, the center of the grouping of the size distribution curve is shifted.

Errors caused by dimensional wear of a cutting tool with inserts made of composite materials are relatively small; their value for finishing and preliminary processing is within 10-20% of the total error.

The use of metal fibers in promising gas turbine brush seals

Yaroshenko A.S., Serov M.M.
MAI, Moscow, Russia

The problem of reducing radial clearances in the flow path of a gas turbine engine is one of the areas for improving aircraft engines of modern products. The value of the radial clearance has a strong effect on the efficiency of the engine, the maximum gaps occur in the first 60-150 sec., I.e. take-off modes, which leads to a drop in efficiency and thrust by 12-15%.

One of the ways to reduce radial clearances is the use of sealing materials placed between the rotating parts of the rotor and the stator part of the engine.

A promising type of sealing materials are brush seals, which are elastic elements oriented at a certain angle, consisting of a large number of short wires or fibers with a diameter of up to 100 microns. The efficiency of this type of material is determined by the ability to work at zero radial clearances, which is ensured by the possibility of reversible elastic deflection of the seal elements when the radial clearance value changes.

For these purposes, it is proposed to use alloys of the Ni-Co and Co-Cr systems. The most promising method for producing thin fibers from alloys of the Ni-Co and Co-Cr systems can be the method of high-grade crystallization from the melt, its variation is the extraction of a hanging drop of melt (EEC). Discrete fibers from alloys of Ni-Co and Co-Cr systems have been investigated. These fibers had an equiaxial cross section close to an ellipse with a diameter of about 200 microns. The length of the fibers ranged from 50 to 80 mm.

The results of experimental work and testing showed that the main difficulties in creating brush seals are in creating the optimal friction pair: the ends of the fibers are the counterpart of the rotor. The materials of brush seals made from fibers of alloys of the Ni-Co and Co-Cr systems retain elastic and strength properties at temperatures up to 500°C (at rotational speeds in the contact zone up to 300 m/s), have increased oxidation resistance at the indicated temperature, the welding phenomenon fiber ends are missing. The use of brush seals made of fiber alloys of Co-Cr systems made it possible to reduce the amount of leakage of the working fluid by 2 times and keep them stable throughout the life of the work. Further research should be carried out in the direction of the search for compositions and technologies for producing protective coatings on the counterparts of the rotor or fiber ends and optimization of the compositions of the metal fibers used to increase operating temperatures.

9. Economics and management at enterprises of aerospace complex

Problems of building a quality management system of the aerospace industry on the basis of the standard AS/EN 9100

Aleksandrova S.V., Aleksandrov M.N., Vasiliev V.A.
MAI, Moscow, Russia

In 2016, a new version of the standard for the aerospace industry AS/EN 9100 was released. The AS / EN 9100 standard contains the requirements for the quality management system (QMS) established in ISO 9001 in the 2015 edition, as well as specific requirements for the aerospace industry.

The supply chain in the aerospace industry is global, and the implementation of as/EN 9100 ensures not only continuous compliance with safety requirements in the industry, but also continuous improvement of reliability, safety and manufacturability at all stages of the life cycle of high-tech products.

The main prerequisites for the development, implementation and certification of QMS in accordance with AS / EN 9100 are:

• Managing the risks associated with production and service nonconformities, and therefore minimizing the likelihood of critical failures;

• Improving the efficiency of the company's process model;

• Increasing labor productivity, minimizing the level of defects and improving the quality of high-tech products;

• Registration of the company in the international register of OASIS (Online Aerospace Supplier Information System);

• Obtaining the status of a reliable supplier and increasing consumer confidence;

• Continuous improvement of the functioning of the QMS of the company and increase of its competitiveness in the global market;

• Preferences for participation in competitions.

The key differences that cause the most problematic areas when implementing the new version of AS / EN 9100 in the first place include:

1. Introduction of the concept of risk-oriented thinking in the standard, which includes risk management for all business processes of QMS of the organization

2. The need to identify in the QMS external and internal factors, including stakeholders and their requirements in order to manage the risks and opportunities associated with these factors.

3. Introduction to the standard specific to the aerospace industry requirements for counterfeit parts and Assembly units and security products.

4. Changes also affected such sections of the standard as control of externally provided processes, products and services, quality objectives and plans for their implementation, evaluation of the QMS by management, management of documented information, ensuring the production and provision of services and the scope of the QMS.

5. It is also worth noting the changes associated with the need to address issues related to the human factor in the analysis of the root causes of inconsistencies.

Measuring the role of human capital in achieving enterprise goals

Alekseeva P.A.
MAI, Moscow, Russia

Achieving the goals of the enterprise requires the use of all available resources. The right approach is a combination of economic and human resources. Saratoga Institute's experience [2] is to identify on a regular basis (quarterly) companies that have had the best staffing performance on staffing, remuneration, workforce turnover and training. The main reason for the financial success of these companies is that much attention has been paid to the interaction between human capital and financial

results. As a result of its research, the Saratoga Institute has created programs to identify human and financial macro-indicators. Customer service performance and product quality are influenced by turnover rates, staffing strategies, and investment in employee training.

The processes that connect corporate objectives and human capital management are fundamental to the company's operations. In their book "balanced scorecard" [1] Kaplan and Norton justify the mandatory accounting of indicators "learning and growth", "customers and business processes" among financial indicators.

Human capital is linked to economic value added, corporate productivity, cost structure and profitability. Using the system of balanced indicators of human capital of the enterprise, managers set a goal, which in the future is transmitted to the divisions of the company.

Long-term commitment, partnership, collaboration, innovation, communication [3] and the desire for competition are expected to be used to evaluate the unit's performance.

It is advisable to analyze and assess the impact of human capital on corporate activities. Managers use the method of human capital management, which is built on objective indicators.

References:

1. R.S. Kaplan, D.P. Norton "Balanced scorecard: from strategy to action", Moscow: CJSC "Olympus-business", 2003

2. Yak Fitz-ents "Return on investment in personnel: measuring the economic value of personnel": TRANS.: M.: Vershina, 2006-320 p.

3. Alekseeva P. A. the Development of an assessment of the efficiency of personnel of the aerospace industry / / Collection SCIENCE INDUSTRY DEFENSE Proceedings of the XIX all-Russian scientific and technical conference: in 4 volumes. Ed. 2018. From 9-13

Specifics of training and internship of bachelors studying in the field of "Advertising and Public Relations" (profile of training "Advertising and public relations in the aerospace industry")

Alekhina O.A., Ukolova L.E.

MAI, Moscow, Russia

Training of bachelors in the field of training 42.03.01 "Advertising and public relations" (profile of training "Advertising and public relations in the aerospace industry") provides for mastering the section "Practice", which includes research and development work. Their integration and harmonious combination complement the theoretical training of students and allow them to acquire skills for further professional activity.

Moscow Aviation Institute (National Research University) has developed practical training programs for bachelors in advertising and public relations that allow them to master the disciplines related to the industry specifics of organizations at a high professional level.

The following types of practice are provided for students:

• Educational practice on getting primary professional skills and abilities, including primary skills and abilities of research activity;

• Industrial practice on obtaining professional skills and experience of professional activity;

• Research work;

• Pre-graduate practice.

From the first year of study students get acquainted with the structure of the organization, where they are practicing, the place and functions of the advertising and public relations departments, the peculiarities of management, production activities, the specifics of interaction with the external and internal environment, the situation in the communication space.

In the future, the profile approved by the university – "Advertising and public relations in the aerospace industry" – is considered. The practice takes place in organizations of the aerospace industry, such as industry research and production associations, government agencies, airports, airlines, etc.

The trainees pay great attention to research and analytical activities and perform the duties of advertising and public relations specialists in the aerospace industry.

In developing their bachelor's degree programs, they took into account the results of analysis of PR-practitioners' opinions, as well as representatives of aerospace industry organizations.

This approach to the organization of the practice has proven to be effective. Students receive relevant knowledge and skills adapted to the practical conditions, formed in an integrated system. This attracts employers and makes specialists popular on the aerospace labor market.

Some translation peculiarities of aviation-technical terms with somatism component

Anurova O.M.
MAI, Moscow, Russia

A somatism is a component of a phraseological or terminological unit denoting parts of the human or animal body.

Anthropocentric principle in modern comparative linguistics extends to the field of vocabulary.

Speaking about the aviation technical texts, we mean texts devoted to the functioning and operation of the aircraft or their components, such a text implies a large number of aviation technical terms, professionalisms, but the presence of metaphors or idioms is not expected. There are quite a large number of somotisms in the aviation technical texts, while their number in English texts is greater than in Russian ones. Analyzing English terminological units, it is worth to point out the fact that the translation into Russian language often excludes somatism in Russian terminological units. That is, such a method of "translation" as calquing is not always used, but instead the translator uses the translation equivalent or match. The following terms and terminological combinations contain a somatic component in Russian language, such as "head", "leg" , "arm" , "finger" , "rib", "eye", and demonstrate the inadmissibility of literal translation or calquing of the term: head amplifier; head-down flight; head-on attack; undercarriage leg; drive arm; finger-on-glass control; electric eye; bulkhead rib; flexible rib. As it can be seen, the first meaning of the somatism is omitted or replaced be the equivalent.

It can be assumed that in the English-speaking countries aircraft or engine is treated as a living organism, rather than just a machine, in the Russian-language texts of the same sphere, the number of somatism is much lower. However, the stylistic features of the scientific and technical text also have impact on the translation of terms and metaphors.

Import substitution in the aviation industry: from the state idea to practical application

Artyushchik V.D., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow, Russia

In modern conditions of development of the aviation industry, there is an urgent need for import substitution. Many joint projects with foreign partners, especially with Ukrainian ones, are in a state of uncertainty. For the further successful development of the economy as a whole, including the aviation industry, as well as ensuring transport security and even the defense capabilities of our country, the need for urgent import substitution measures is dictated. In addition, the question has matured from the point of view of the relevance of modernization of the Russian aviation industry.

The aim of this work is to determine the development of the main ways of development of the aviation industry in the light of the state strategy for import substitution and ensuring its progressive development.

The state has a fairly wide range of tools for implementing import substitution policies. In the course of the work, it was proved that mechanisms aimed at restricting foreign trade bring the minimum effect, while mechanisms aimed at stimulating investment activity and promoting domestic producers on the market bring the greatest positive effect.

The main principles laid down in the mechanisms of import substitution in the aviation industry should be the following: strategic nature and limited time. At the same time, the main measure of the success of the import substitution policy will be the dynamics of the competitiveness of domestic products.

It should be specially noted that the import substitution plan should be based on the tasks of creating competitive products and entering the world market, which has much higher potential for the growth of domestic companies, and not a complete replacement of all foreign companies, especially since a

significant part of the equipment and developments supplied import can be mastered by Russian enterprises.

Comprehensive development of the import substitution program may become one of the factors stabilizing the socio-economic situation of Russia as a whole. Import substitution in the aviation industry should be based on the thesis that all replaced technologies and equipment are developed at a higher level of science.

Professional vocabulary in Spanish language in the field of aviation

Bankozhitenko E.V.
MAI, Moscow, Russia

Technical-scientific language is a dynamic system due to rapid development of advanced technologies. In this respect specialized languages of professional communication implies a complex approach to studying vocabulary directly related to communication activity.

One of the specialized areas is aviation language requiring such a complex approach.

Aviation language vocabulary includes several types:

• Common vocabulary;
• General scientific vocabulary;
• Terminology;
• Professional vocabulary (professionalisms).

The report focuses on aviation professional vocabulary in Spanish. The need to study presented article results from development of aerospace industry in such Spanish-speaking countries as Spain, Argentina and Chili in frame of international cooperation organized by two leading manufacturers Airbus and Boing. It is also important to take into account the long-term military-technical cooperation of the USSR, later – Russia, in particular, supply of aviation equipment to such countries as Peru, Venezuela, Cuba. It seems reasonable to study aviation vocabulary in Spanish to create research materials, books and other instruments later on in order to train Russian specialists in aviation area and to teach students in frame of the international exchange programs.

The most difficult for understanding communication subjects, primarily not related to aviation area, are professionalisms because they are used mostly in spoken language and are not adopted as a language norm. The complexity and specific nature of professionalisms seem an interesting multidimensional linguistic task. This is the reason why they were chosen as a main topic of the current report.

In the context of word formation professionalisms of aviation vocabulary in Spanish are divided into two big groups:

• Borrowings from other languages (ex.: deadhead – the flight of air crewman as a regular air passenger);
• Lexical unit in Spanish (ex.: hacer madera – rough landing of an aircraft).

Additionally the report covers professionalisms in terms of their use of various specialists – professional vocabulary of engineers and aircraft designers (canivalizar – take some part from one aircraft and install it on the other one), pilots (esclavo – the second pilot), stewards (jugo azul – water in aircraft WC), technical staff of airports and air traffic control operators (torrero – air traffic control operator).

Features of risk and opportunity management within the framework of quality management

Barmenkov E.Yu., Borisova E.V.
MAI, Moscow, Russia

Risk and opportunity management (QMS) is inextricably linked to QMS (quality management system). To effectively operate the company, it is necessary to minimize the impact of risk factors, while realizing the maximum opportunities. Ignoring this leads to a decrease not only in profitability, but also in the competitiveness of a particular company. URV should become a priority direction of planning and implementation of any QMS.

To ensure high efficiency of QMS, it is necessary to implement effective risk and opportunity management mechanisms in all subsystems along with its main object — product quality. According

to ISO requirements, the identification of risk factors and opportunities that can affect the final results is a key aspect of quality management of any modern company.

The list of factors is always individual and is formed taking into account the specifics of a particular enterprise. At the same time there are General indicators regardless of the type or scale of the company's activities:

• Competence of personnel: qualification, skills, experience;
• Equipment: modern equipment, new technologies, advanced SOFTWARE;
• Natural environment: region, climatic conditions;
• Social environment: the economic policy of the government, loyal to taxes;
• Raw materials: low prices for quality materials and components;
• Management: competent planning, competent management and strict control.

The implementation of the quality management system of a particular enterprise should begin with the identification and analysis of factors that can affect the final result in one way or another. ISO/DIS 31000 defines a General procedure for managing the risks and capabilities of the QMS of a modern company:

• Identification of sources of risk events and promising opportunities;
• Analysis of potential consequences of their accomplishment;
• Identification of causes, probability of occurrence of events and their repetition;
• Assessment of the degree of threat-whether it is necessary to organize work to prevent the occurrence of specific events;
• Development of strategy and tactics to manage risks and opportunities in the interests of QMS.

The need to update the URV in the framework of quality management is due to active globalization, accompanied by widespread outsourcing. In these circumstances, CEOs must learn to manage expected results, eliminating likely uncertainties or surprises at all stages of the life cycle of the proposed products or services.

Tasks of providing enterprises of the rocket and space industry with highly qualified specialists

Basova V.P., Konovalova V.G.
MAI, Moscow, Russia

The tasks of developing education and developing forms of interaction between social institutions are largely determined by the characteristics of the state of social reality. Today, there are various conceptual approaches to the description of the "picture of the modern world." The main provisions of which they speak: the paradigm of integrity, a systems approach, synergetics. The essence of the development of the approach is that there are no simple elements that determine the properties and structure of the whole world, the whole largely determines the essence of the parts. Synergetics (according to G. Haken) explores the laws underlying the processes of self-organization in systems of various nature, including through changes in the properties of elements, the emergence of new and new structuring; the concept of structural stability is aimed at adapting the system to fluctuations; understanding the essence of society itself, so one of the approaches “society as communication” (N. Luman).

Existing technologies for constructing social solutions based on the concepts of classical social knowledge (E. Durkheim, P. Bourdieu, G. Simmel, T. Parsons and others), taking into account the features of modern society, no longer reflect the existing complexity of phenomena and processes, and do not designed to effectively manage and regulate such processes. Within the framework of the existing reality, an approach is seen related to the synthesis of the concepts of N. Luman, B. Latour and J. Law on the basis of cognitive representations of system-creative thinking and control, which, in turn, is the development of complex ideas (Moren 2013) and complex-system (Mainzer 2009) types of thinking. These types of thinking are the implementation of a continuous dialogical movement between simple and complex

References:

1. Tikhonov A.I., Fedotova M.A., Konovalova V.G. University interaction with external partners: trends, experience, industry specifics // Journal "Personnel and Intellectual Resources Management in Russia". - 2018. - T. 7. - No. 6. - S. 5-13.

2. Basova V.P., Tikhonov A.I. The digital environment as a tool for implementing new approaches in the organization of targeted training for the enterprises of the rocket and space industry // Moscow Economic Journal. - 2018. - No. 4. - from. 13.

The analysis of modern standards in the field of ensuring safety of aviation activities

Borzov V.I.

MAI, Moscow, Russia

Exploitation of aviation equipment is connected with increased requirements in the first instance to the security of all its units and systems. Even minor at first glance, the product defect or malfunction in the system may lead to loss of life.

One of the ways to ensure safety and quality at all stages of aviation activity is the aviation safety management system (SMB AD), described in the group of relevant national standards of the Russian Federation. SMB AD is a system that includes the necessary organizational structure and rules that focus on safety, human and organizational aspects of activities, taking into account the criteria of safety. The main purpose of SMB AD is to identify and eliminate risks at all stages of aviation activities. The advantage of SMB AD for aviation industry organizations is the integration of several functions: safety, quality management, environmental management and labor management.

Standards for SMB AD include requirements for all organizations and their processes related to the safety of aviation activities:

- Training of personnel of secondary vocational and higher education in educational institutions;
- Aircraft engineering design
- The production of aviation equipment;
- Maintenance and repair of aircraft;
- Airport activities;
- Air traffic management;
- The processes of the airlines.

Since all these activities have significant differences, the relevant standards form requirements for the process of ensuring the safety of aviation activities in different ways. For example, in GOST R 56075-2014 one of the requirements for the personnel of educational institutions is the timely identification of students who lack the ability to master the curriculum and/or there are signs of physical or psychological health disorders. GOST R 57235-2016 requires to form and maintain an up-to-date list of risks that may arise at the stage of production of aviation equipment, and to assess these risks to determine and reduce the risk level to acceptable values.

Thus, SMB AD is a set of measures aimed at improving the safety of aviation activities at all its stages and in all organizations by minimizing risks.

Features of advanced product quality planning in industrial enterprises

Borisova E.V., Barmenkov E.Yu.

MAI, Moscow, Russia

A key aspect of Advanced Product Quality Planning in Industrial Enterprises (APQP) is the determination of the requirements for senior management of all departments and structures involved in all life cycles of the final product from project development to recycling or recycling after decommissioning. Not only direct producers but also suppliers of raw materials or components play an important role in this.

In conditions of strong competition, industrial enterprises have to pay attention to minimizing costs, including by reducing the volume of defective products. The main direction of ensuring the defect-free production is the development and implementation of effective quality management systems. APQP – Advanced Product Quality Planning is considered the most effective among them.

At the first stage of implementation of the method of forward quality planning of products it is necessary to form a team, in the competence of which will be the development and implementation

of both the general quality management system and its subsystems. During the selection of participants, roles are allocated, tasks and goals are set, time expenses are calculated, and tools for project implementation are determined.

The main task of the first stage is to study consumer demand – requirements, preferences and wishes of users for finished products. Based on the analysis of the results of the first stage, a design of the product is developed, which meets the requirements of consumers as much as possible. The manufacturing technology is selected taking into account the design of the finished product. Next, equipment is prepared and a pilot series is produced to test the expected quality. Mass production start taking into account the rework based on the test results of the prototypes is carried out at the next stage. Customer feedback and monitoring of user satisfaction with the product, continuous modernization taking into account additional proposals and current market developments are being carried out at the final stage.

Competent and consistent implementation of advanced product quality planning in industrial enterprises combined with strict control is a guarantee of high competitiveness and impeccable quality of products. Continuous monitoring of end-user demand and supply will provide key areas of work to improve and modernize production, which has a positive impact on improving the quality of finished products.

Aerospace industry in technological space

Bubnov V.V., Dubinina N.M.
MAI, Moscow, Russia

The phenomenon of a technological space is multifaceted. It is generally perceived as a body of knowledge of various phenomena, processes and methodology. The technological community quickly connects some communities or other by converting information and energy with the help of a technical system. To sum up, a technological space can be considered an element of the modern communication system.

The aerospace industry is characterised by high research and resource intensity and a long manufacturing cycle. The reduction of production costs by means of an effective search for information, quick response to scientific challenges in aerospace engineering, accelerated interaction between allied industries and enterprises within the aerospace industrial complex can be achieved by exploiting the advantages of the technological space, of its elements such as technological platforms, and establishing effective communication within technology clusters.

An effective solution to the communication problem can be illustrated by the example of the German Aerospace Centre. This organisation acts as the German space agency. Its areas of activity include coordination of Earth remote sensing, joint research and development related to suborbital spaceplanes and participation in the development of two- and one-stage launch systems. The organisation distributes information flows and scientific and technological flows.

Moscow Aviation Institute (MAI) is also a technological platform in the technological space within the infrastructure of the Russian aerospace industry. MAI is actively engaged in cooperation with state scientific institutions and organisations of the real economy with the aim of implementing comprehensive projects to create high-tech manufacturing facilities under the Subprogramme "Infrastructure of Scientific, Scientific-Technical and Innovation Activity" of the Russian State Programme "Scientific and Technological Development of the Russian Federation". For instance, MAI developed the MF-2 small-size airborne radar (Ka band unit) in cooperation with the Phazotron-NIIR Corporation JSC and worked with the Lavochkin Association to improve technological solutions for space capsules and along other lines.

The availability of an effective technological space as the center of scientific and production development and as a means of electronic communications sets the vector for the development of innovation-based economy these days.

Citizenship formation in teaching foreign languages to students of aerospace engineering specialties

Vlasova S.V.
MAI, Moscow, Russia

The uniqueness of the educational process in MAI is conditioned by the education of future competitive engineers for aerospace industries, training for the military-industrial complex, education of specialists for high-tech aviation and space industries. These factors impose on the teacher of a foreign language MAI certain obligations. This study examines the aspect of the formation of the civic attitude of the future aerospace engineer specialties.

The research examines the concepts of teaching foreign languages at MAI as following:

• Conditions of preservation of cultural values of the homeland, people and family in aspect of tolerance to traditions on the basis of studying foreign languages;

• Features of the cultural and historical experience of teaching a foreign language to specialists in technical areas and the integration of traditions of teaching linguistics in the modern education system;

• Assessment of the role of educator individuality influence on the formation of student worldview in the context of development of foreign language teacher personality;

• Pedagogical prerequisites for the interaction of modern student groups and their teachers work in the field of science, building ways of cooperation between tutor and student for research work on the basis of the study of foreign culture experience.

Particular attention is paid to the importance of using a foreign language for the formation of worldview of aerospace department students on the basis of the cultural code of their people in the terms of an open information space, availability and speed of data exchange, including scientific one.

Pedagogical approaches in teaching foreign languages to future MAI engineers are analyzed in the context of aerospace news (successful launches of Russian "Soyuz-FG" launch-vehicles; development of the "Rubin" aircraft plant for power installations for the "MS-21"; presentation of the American interplanetary transport spacecraft "Starship" by "SpaceX"; design of the British hybrid "SABRE" jet engine; modernization of the American "HiPEP" ion engine, etc.).

Conclusions about the importance of the formation of citizenship, students value sphere during foreign language activities; the role of the teacher in this process; the variability of pedagogical approaches in the modern educational process are drawn.

Corpus linguistics and its application for teaching the students of aviation universities foreign languages

Volkova E.B.
MAI, Moscow, Russia

For the last few years corpus linguistics has been increasingly attracting philologists' attention. Development of this branch of science would be impossible without the rapid growth of IT technologies. Corpus-based dictionaries are tremendous, constantly replenished arrays of authentic texts from different areas of language functioning. Due to them it is possible to conduct a statistical analysis of the frequency of using a particular word or word expression in one or another sphere of its usage, to trace its peculiarities in diachronic aspect, to find out collocations of this word or word expression with other words and a lot more. It is evident that corpus linguistics approaches could be extremely useful for teachers as well as for students at studying foreign languages at universities including aviation ones.

However along with indisputable advantages, corpus-based dictionaries have some disadvantages, they shouldn’t be trusted without thinking. Using a certain word in the text doesn't mean that it is used correctly. Corpus-based approaches cannot answer the question why? Counterexamples are not provided. In corpus-based dictionaries there are no pictures, graphs, charts, tables, formulae facilitating comprehension of the texts. It is impossible to cover absolutely all spheres of using the word or word expression, e.g. in colloquial speech. Moreover, not many corpus-based dictionaries are freely accessible on the Internet.

Combining classical teaching of foreign languages with elements of corpus linguistics appears to be the most effective for aviation universities of higher education.

Conceptual approach to the energy management system formation at the enterprise

Golov R.S., Pushkarev M.D.
MAI, Moscow, Russia

Manufacturers have always sought to increase their bottom line by producing more products using fewer resources – that is, by minimizing waste. An increasing number of manufacturers are beginning to see their bottom line not only in terms of financial gains, but also in terms of a responsibility to society. Manufacturers are seeking to operate in a sustainable way. Energy is an important resource for manufacturers; it is the means by which raw materials can be transformed into useful products. Reducing energy consumption clearly has advantages for manufacturers, not only in terms of reduced operating cost but also in terms of the positive corporate image resulting from actively engaging in sustainable business. Airbus recognizes this and has set challenging corporate environmental objectives, which include significant reductions in the amount of energy used in its manufacturing operations. A leader in “energy-efficiency”, Airbus has carried out a number of projects to help achieve these targets. Best practice in sustainable manufacturing has been combined into a comprehensive methodology, which resulted in significant energy savings.

Many companies, including Airbus, use the "energy efficiency" and "energy saving" categories in their corporate sustainability reports.

The conceptual approach to the energy management system is based on the following principles:

• Efficient and rational use of energy resources;
• Support and promotion of energy saving and energy efficiency;
• System and complexity of energy saving and energy efficiency measures;
• Energy saving and energy efficiency planning;
• Use of energy resources taking into account resource, production-technological, environmental and social conditions.

Carbon emission by aircraft engines – problems and prospects

Gorkova N.V., Messineva E.M.
MAI, Moscow, Russia

Mostly of aviation fuel is not burned in the surface layer near airports, but in high layers of the atmosphere. Now it’s assumed that the growing annual emission of carbon dioxide and other substances by the engines of passenger aircrafts changes the radiation and chemical balance of the atmosphere, which can affect on the climate significantly.

Carbon dioxide emissions from aviation account for approximately 2-2.5% of the total amount of its anthropogenic emissions into the atmosphere, however, this amount is continuously increasing due to an increase in the total number of air traffic. It is known that when burning 1 kg of aviation kerosene, 3.16 kg of CO2 is released. At present, it is estimated that by 2040 the number of aviation carbon dioxide emissions can reach almost 1,500 megatons per year, with an optimistic forecast associated with the predicted improvement in fuel efficiency technologies.

The CO2 standard recommended in 2016 was proposed by the Committee on Aviation Environmental Protection to stimulate more efficient fuel combustion technologies in aircraft manufacturing and operation. From 2020, it will be applied to models of a new type of subsonic and turboprop aircraft, which will be put into operation, and from 2023, to existing vessels. If the aircraft models currently in use and still meeting the requirements of the recommended CO2 standard cannot be modified properly until 2028, then after this period they should be taken out of service.

It is assumed that emissions will be regulated by the economic measures, including the introduction of carbon credits. Excess of emission quotas will be subject to a significant penalty, which will go towards environmental restoration and countervailing measures.

The adoption of a quality management system based on ISO 9001:2015 standard

Grishaeva S.A.
MAI, Moscow, Russia

ISO 9001:2015 “Quality management systems – Requirements” has a High-Level Structure [1] and sets out the criteria for a quality management system. It is the only standard in the family that can be certified to (although this is not a requirement). ISO 9001 can be used by any organization, large or small, regardless of its field of activity and it is used successfully all over the world. In 2013 alone, over one million certificates to the standard were issued across 187 countries, and many other organizations have used the standard without seeking certification. Success with ISO 9001 can take many forms. For some enterprises, it is all about attracting new clients, while others see it as the blueprint for internal efficiency.

The ISO 9001 standard is a model that helps to set up quality management system. It guarantees organizations structured approach to their activities to achieve goals. The scope of the standard can be applied regardless of the organization size and type of activity, the enterprise can apply this model and get benefit from standardization. The clear procedures established at the enterprise will contain instructions for the performed work that systematizes the process of work execution and forms a management system.

The adoption of a quality management system helps:

• Assess the overall context of organization to define who is affected by its work and what are they expect. This will enable to clearly state organization objectives and identify new business opportunities.

• Put customers first, making sure organization consistently meet their needs and enhance their satisfaction. This can lead to repeat custom requests, new clients and increased business for the organization.

A quality management system is a way of defining how an organization can meet the requirements of its customers and other stakeholders affected by its work. It doesn’t specify what the objectives relating to “quality” or “meeting customer needs” should be, but requires organizations to define these objectives themselves and continually improve their processes in order to reach them, which in turn contributes to the company's profit.

References:

1. ISO 9001:2015 “Quality management system. Requirement”, ISO.
2. ISO/IEC Directives, Part 1, Consolidated ISO Supplement, 2019.
3. www.iso.org [Website of the international organization for standardization].
4. Reaping the benefits of ISO 9001, ISO, 2015.
5. Quality management principles, ISO, 2015.
6. ISO 9001: Debunking the myths, ISO, 2015.

Economic and mathematical models of adaptive life cycle management for distributed aircraft systems

Davydov A.D., Gorelov B.A., Tihonov A.V., Kalinenko A.S.
MAI, Moscow, Russia

Modern conditions for the creation and development of aircraft and aviation systems (AAS) objectively cause the increasing of complexity of such systems, asynchronous development of promising areas in their creation and development, growth of variety of requirements of consumers to technical and economic characteristics. These conditions are factors in the time and resource deficit, vulnerabilities in sustainability, and have a negative impact on the dynamics of innovation, investment, intellectual, information potential of the aviation industry. These threat factors can be damped during the creation and development of systems as distributed systems with an open variable structure, because these systems have developed adaptive properties that allow to implement effective parrying of threats.

Implementation of adaptive properties of distributed systems involves improving the management system of their creation and development taking into account the peculiarities and specificity, the

combination of advantages of modular, unitary and mixed strategies of systems development as a system-economic basis for the formation of AAS.

A promising direction is the combination of adaptive management methods, project and process management methods in the life cycle management for distributed AAS. This combination fully implements the system approach in the creation and development of complex systems and system formations.

The methodology of adaptive control assumes the possibility of synthesis of the control system by changing the parameters of the regulator and by changing the structure of the regulator. Changes in the parameters and structure of the regulator can be determined on the basis of a set of economic and mathematical models of the life cycle for distributed AAS taking into account the specifics of project and process management of their development. Changing the structure of the regulator can be given the meaning of switching between possible development strategies or the formation of a mixed strategy in different combinations of elements of modular and unitary strategies. Changing the parameters of the regulator is given the meaning of the formation of the dynamics of the development of parametric and structurally unified series in AAS.

This approach was investigated in the course of thematic research.

The material was prepared with the financial support of the RFBR. Grant No. 17-06-00235.

Mechanism of management of innovative projects implemented in the framework of distributed systems of the aviation industry on the basis of specific indicators

Dianova E.V., Kaloshina M.N.
MAI, Moscow, Russia

To implement effective project management it is proposed to use:

1) The mechanism of management of innovative projects implemented in the framework of distributed systems of the aviation industry, based on specific indicators, which includes:

• The negotiation phase, which involves the evaluation of specific indicators of the project in accordance with the Sub-Sector Development Program, the calculation of the deviations of specific indicators of the project indicators for the Program, if the deviations exceeding 5%-10%, that identifies the causes of deviations, which are often associated with inadequate distribution of income and expenses among the performers, adjustments are made;

• The R & D phase, which is the monitoring of specific indicators for the stages of the life cycle; specific indicators for each stage are differentiated by the principles of SWOT-analysis, which assumes the advantages, disadvantages, opportunities, threats;

• Results analysis phase, which involves the analysis of deviations of actual specific indicators from the project, justified relative to the Program indicators.

2) Algorithms and descriptions of procedures for the application of specific indicators for use in various methods of management of innovative projects implemented by distributed systems of the aviation industry.

3) The mechanism of application of specific indicators, which includes: the algorithm of negotiation of specific indicators with the developed standards; the matrix of decision-making at different stages of the life cycle, built on the principle of SWOT-analysis; the results monitoring algorithm.

4) The set of specific indicators used in the developed methodology to improve the effectiveness of management of innovative projects.

Theses of the report prepared with the financial support of RFBR, project 17-06-00235/17.

Features of monitoring of economic activity of high-tech enterprises in the digital economy

Dubinskii M.O., Burdina A.A., Burdin S.S.
MAI, Moscow, Russia

The main purpose of the study is to develop a technology for monitoring the economic activity of high-tech enterprises in the digital economy.

High-tech enterprises – enterprises of science-intensive industries that produce products using the latest samples of technological equipment, technological processes and technologies, products are

produced with the participation of highly qualified, specially trained personnel. The pace of digital transformation of the industry is significantly influenced by certain factors: insufficient level of development of digital technologies in production, shortage of qualified personnel, currency risks, insufficient cyber security, threats of sanctions that restrict the use of foreign technologies. All these factors contribute to the monitoring of economic activity of high-tech enterprises in the transition to the digital economy.

The peculiarity of the digitalization of the economy is access to data on modern technologies, materials, components, the possibility of concluding smart contracts on a global scale. High-tech enterprises producing high-tech products are strategically important for ensuring material, technical, technological and economic security of industries.

The main objectives of the monitoring of economic activity is constant monitoring of the results of financial and economic activities of the enterprise, as well as timely identification of the causes of negative phenomena. To review the features of monitoring in the digital environment need to understand that under the current program by 2024, the government intends to implement a comprehensive digital transformation of the economy and social sphere of Russia, which requires a series of changes in legislation, modernization of the digital infrastructure, the implementation of practices of use of digital technologies in different spheres of economy and management, creation of system of preparation of qualified personnel for the transition and after the transition period.

Thus, information and analytical systems of the network structure are needed to monitor the activities of the High-tech enterprises in the context of economic and technological security control, including analysis modules for the creation, implementation and development of human, technical and technological potentials

The use of derivative contract in the model of securitization of clusters of R&D works in the creation of distributed aircraft and aviation systems

Ermakova O.V.
MAI, Moscow, Russia

When using the securitization methodology to hedge the risks of performing R&D work clusters in the process of the creation of distributed aircraft and aviation systems the formation of pools of assets and liabilities takes place and they are given the form of a derivative that circulates among subjects of a securitization model.

Assets and liabilities in this case may include stages and types of work, characteristics of work performed, work in progress, design documentation, and results of R&D. As derivatives, you can use various types of derivative financial instruments – options, futures, swaps, forwards.

To improve the relationship between participants in research and development in the structure of the contract for R&D, the negotiable part is allocated – a derivative type contract. In this case, a derivative agreement is a part of a facsimile agreement that determines the relationship between the subjects of work.

When creating distributed aircraft and aviation systems, the cluster of R&D work may be an object of a derivative contract. As an underlying asset of contract, any object or agreement may be used upon a mutual agreement of the parties.

Indicators Strike labor input and Strike cost of the R&D cluster (analogues of the base indicator of option contracts) are calculated by the interval scenario method, and then an integral assessment is carried out. This allows you to take into account the maximum possible number of deviations, unforeseen circumstances and risks. The difference between optimistic and pessimistic estimates can be used to calculate the size of a single or periodic variation margin in accordance with the terms of a derivative agreement, as well as based on the nature of various types of derivatives.

Sources of variation margin payment may be the customer's and performers' own funds, funds obtained by issuing co-executor bonds, Strike cluster cost, profit from the sale of the cluster or the use of additional results of the implementation of the R&D cluster, etc.

In addition, in the derivative contract, it is necessary to establish the terms of circulation, the payment schedule for the variation margin and the due date for the European or American type options.

This article was prepared with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research (RFBR), project 17-06-00235.

Features of training managers for the aerospace industry

Eropkin A.M., Garnov S.S., Mezina N.A., Zubeeva E.V.
MAI, Moscow, Russia

Our country, like the whole world, has entered the era of technological order. The level of development of the productive forces has changed. Information becomes the main product, and human capital becomes the main resource in all spheres. This is especially evident in science-intensive and high-tech industries, which include the aerospace industry. The requirements for human capital are recorded in the documents of the development of these industries and contain target indicators relating not only to the highly professional training of personnel, but also to their business and personal qualities. At the same time, we are talking not only about technical specialists, but also about economists, managers, organizers of information processes. The industry also needs specialists who are able to popularize Russian aviation and rocket and space activities as a sphere of profitable investments and as a start for professional development.

However, today this level of training has not yet been achieved. Several problems can be identified here:

• Lack of systems for promoting aviation and space activities in Russian society;

• Lack of integration of education covering different age groups;

• Lack of collective forms of solving tasks.

• Absence of a uniform system of professional development and professional promotion for all levels of specialists;

Among the effective measures to improve the quality of human capital industry, we can offer the following:

• Increasing the prestige of the aerospace industry through career guidance and marketing activities, wide advertising.

• Development of a system of research programs by leading companies and enterprises with the involvement of students, not only specialized specialties, but also related ones, including economic and humanitarian ones;

• Increasing the interconnectedness of technical and humanitarian educational programs through joint fundamental and applied research, i.e. the development of “bilingualism”;

• Formation of a unified system of professional development, including albeit short-term internships at enterprises of sub-sectors;

• Certification of such programs, maintaining a database, the presence of a single control body.

As a result, we will get a qualitatively new generation of specialists who will have neither language barriers, nor the problem of losing their relevance in the international labor market, nor problems with employment related to the glut of personnel in the industry, or the lack of jobs.

The influence of classroom management on education efficiency in technical universities

Zhurbenko N.L., Shinkareva A.I.
MAI, Moscow, Russia

Knowledge of a foreign language is an attribute of professionalism for technical specialists who every day face the need to perceive and analyze information in foreign languages. To provide efficiency of education in non-linguistic technical universities, new programs are developed within the framework of a personality-oriented approach, communicative teaching methods and innovative pedagogical technologies are used [1,2]. The work of every teacher in the classroom is of high importance. One of the key points in the work of the teacher is the organization of the educational process, the creation of conditions in which the learning process is easy and effective.

The process of organizing the educational process by a teacher in the classroom is the process of creating a favorable environment for the academic and socio-emotional learning of students. From the practical point of view when planning lessons the teacher should consider the following aspects [3] of the educational process in the classroom: task types, the type of communication among

students, and between students and the teacher, stages of the lesson. These aspects play an important role in the process of organization of the educational process in the classroom.

The survey revealed that there are trends in educational preferences that almost all students support, regardless of the level of language proficiency and learning stage. These trends include the desire to use only materials clearly corresponding to the future profession of students; homework; the desire to use video in the classroom.

Students of different specialties often have common preferences regarding the process of studying. Students of non-technical professions prefer to work in small groups; they do not like to work with textbooks, preferring oral explanation, discussions. Students of technical specialties prefer to work with written texts; they want to understand thoroughly not only the task but also the purpose of work. Beginners are ready to accept the lesson plan proposed by the teacher unconditionally.

Classroom management helps to improve the effectiveness of foreign language teaching in technical universities.

Improvement of the mechanism of implementation of conversion projects and programs of mechanical engineering enterprises

Zaharova L.F., Aldoshkina E.P., Adusheva K.I.
MAI, Moscow, Russia

The modern program of conversion of the military-industrial complex of Russia, fell on the period preceding the long stagnation of domestic engineering. A Toolkit for supporting projects to diversify the military-industrial complex has been formed.

A systematic solution to this problem should be implemented in the interests of society, business and the state, which are full partners of the modern economy.

The task of the state to ensure its security is solved successfully, the main burden in the implementation of conversion production falls on society and business. The state is left with the choice of strategic orientation in relation to macrostructural shifts and proportions at the level of industries and sectors of the country's economy as a whole. This prospect is connected with the development of priority branches of mechanical engineering: aerospace, machine tools, heavy machinery in order to restore the status of the country as a modern industrial power.

As historical experience shows, a balanced macroeconomics necessarily implies equality of sectors producing the means of production (goods of group A), as well as industries and enterprises producing consumer goods (goods of group B). At the enterprises and associations of the military – industrial complex of Russia, the products of group B were represented by consumer goods (consumer goods).

It is necessary to revive the traditional production of goods of group B at a qualitatively new level. The scale of these productions should be massive and be built on the basis of design platforms using the latest high-tech technologies, materials and design solutions.

In the conditions of limited start-up opportunities and unstable situation there is a problem of a choice of the directions of diversification of the military-industrial complex on production of the goods of group B providing strategic balance of all national economic complex of the country.

To solve this problem, the paper proposes the use of mathematical tools built into the mechanisms of developing strategic plans for the development of industries and enterprises of the military-industrial complex. The proposed apparatus is based on multi-criteria decision - making under uncertainty using Wald, savage and Hurwitz criteria.

The proposed tools will allow at the early stages of strategic orientation to make a reasonable choice of possible strategic changes associated with the conversion of defense enterprises.

Socio-economic characteristics of personnel in aerospace industries

Zubeeva E.V., Kaibeleva V.R., Mezina N.A., Eropkin A.M.
MAI, Moscow, Russia

Training of highly qualified engineering and management personnel for aerospace is one of the main springboards for the development and modernization of domestic production. As a rule, the faculties of Economics and management in large technical universities are engaged in the preparation

of engineering and management personnel for the aerospace industry. The peculiarity of training such personnel is that the ready specialist has knowledge in the field of management in a broad sense and is able to use them in relation to the aerospace industry.

It should be noted that specialists of this format should have competencies that form their socio-economic characteristics. Using the terminology of the Federal state educational standard of higher education 3++, we note that the indicators of achievement of professional competencies of engineering and management personnel of the aerospace industry assume certain point descriptors of the development of the level of competencies.

We note the main socio-economic characteristics that should have the engineering and management personnel of aerospace industries, as well as educational methods that the authors recommend to use for their formation.

1. Ability to act "ahead of the curve" (methods: business case, modeling).
2. Ability to non-standard innovative thinking (methods: experiment, literature analysis).
3. Ability to use familiar techniques in the aerospace industry (methods: the study of aphorisms, quotes, catch phrases, image recognition).

Of course, these socio-economic characteristics are not a complete list, and the noted methods do not constitute the entire Arsenal of methods of knowledge for the training of engineering and management personnel of the aerospace industry. But they can be effectively used in the implementation of educational programs of universities. These techniques complement each other well. In this regard, it is recommended to use them together.

Analysis of life cycle cost models for a new aircraft project

Isaev N.A., Grach P.A., Maslennikov E.S.
MAI, Moscow, Russia

The relevance of the chosen topic is determined by the fact that currently there are a large number of theoretical and practical materials that show the importance of the product lifecycle management role, but, unfortunately, in most literary sources only general recommendations are given on managing a single universal structure that allows you to manage products, throughout life, development cycle and ending with service/disposal. It is very important to choose a life cycle management method in such a complex industry as aviation. And cost is also a very important part in aviation projects.

In this paper, the author has developed a model of the cost of the life cycle of the aircraft fleet. The main feature of this model is that when calculating the cost of the life cycle of the Park, the coefficient of development of technologies and the coefficient of use of materials are used. The dependence of labour intensity on the serial number of the product with an increase in the total output of products (since the beginning of development) certain times the complexity of manufacturing will be set value from the initial value. The technology mastering coefficient allows you to calculate the complexity of a particular aircraft in the series. The greater the number of aircraft in the series, the higher the rate of reduction in labour intensity in production.

The material utilization rate allows to trace decrease in cost of materials at increase in the made fleet. It is well known that during mass production the Material Utilisation Rate is higher that during single production.

This model clearly reflects the change in the life cycle cost of the aircraft and the aircraft fleet. Also, when using this model, it is enough to calculate the life cycle cost of one aircraft, and then take advantage of the technology mastering coefficient and material utilization rate, calculate the same indicators for the required size of the aircraft fleet, taking into account the characteristics of the life cycle cost while increasing the production size. In the end the author showed that with the increasing the fleet size the life cycle cost for one aircraft is decreasing. Also the author showed the profitability point, to ensure the expediency of producing not just one aircraft, but a fleet.

Implementation of measures for integrated (harmonious) management at airlines as an important factor in improving their competitiveness

Kabanov A.S., Sorokin A.E., Galkina E.E., Afonina O.A.
MAI, Moscow, Russia

The introduction of integrated or harmonious management, which includes the requirement of such normative documents as: "Quality management Systems. Requirements" (GOST R ISO 9001-2015), "Environmental management Systems. Requirements and guidelines for use" (GOST R ISO 14001-2016), "Health and safety management Systems. Requirements and guidelines for their application" (ISO 45001:2018), "Guidelines for social responsibility" (GOST R ISO 26000-2012), "Knowledge Management. Terms and definitions" (GOST R 53894-2010).

The quality management system (QMS) is subordinated to one of the main objectives of the business: the constant improvement of the quality of aircraft in a competitive environment. Environmental management systems (EMS) is a part of an airline's management system used to develop and implement its environmental policy and to manage its environmental aspects. Standard "Health and safety management Systems. Requirements and guidelines for their application" reduces occupational health and safety risks. Implementation of the state standard GOST R 53894-2010 "Knowledge Management. Terms and definitions" is aimed at preserving the rich experience gained by the Russian Federation in the field of aircraft construction. The social responsibility manual defines the ethical criteria of the enterprise and successfully complements the structure of ISO series 9000, 14000, 45000, being a universal tool for the practical implementation of the social activities of the airline administration.

The introduction of integrated or harmonious management results the following fundamental principles: priority of human life and health, ensuring favorable environmental conditions, the combination of social, environmental and economic interests of airlines aimed at environmental protection, rational use of natural resources, strict control of raw materials, energy, waste recycling, improving the image of the enterprise in the eyes of consumers and partners, banks, government agencies and the public, strengthening market positions.

Assessment of the market value of a business in conditions of information uncertainty

Kaloshina M.N., Gusev S.A.
MAI, Moscow, Russia

The study presents alternative methods for calculating the value of a business in conditions of insufficiency or inaccuracy of financial information, which suggests the presence of losses according to the results of the economic activity of the enterprise. However, analysis of stock market prices for stocks shows that if there are losses, the stocks of such companies are traded in a positive range.

The study primarily focuses on industrial enterprises with significant shares in the structure of financial investment assets in subsidiaries and affiliates and fixed assets, as well as unstable dynamics of other income and expenses reflected in the statement of financial results.

When applying the comparative approach, it is proposed to rely on the hypothesis that the price of shares on the stock exchange is the most objective and reliable value of the company's business. This value is taken as a guideline that allows you to verify the proposed methods of business valuation.

When calculating the value of the income approach using the capitalization method, it is proposed to carry out a preliminary adjustment of the financial statements according to the lines “other income” and “other expenses”:

• If “other incomes” increase significantly at the valuation date, then the profit is adjusted by reducing other incomes that can be calculated on the basis of the ratio of other incomes and expenses to other reporting dates;

• If “other expenses” increase significantly on the valuation date, then the profit is adjusted by reducing other expenses that can be calculated on the basis of the ratio of other income and expenses for other reporting dates;

• If, on the valuation date, “other income” and “other expenses” increase or fall in proportion to each other, then the profit will not be adjusted, since it will not change and the current value will not change either.

For the costly approach, the net asset value method is used; here it is proposed to adjust the following balance sheet items.

• Fixed assets – adjustment is made to the deflator for investments in fixed assets,

• Financial investments – a raising factor is used in order to justify how much the actual cost of financial investments is greater than the nominal book value.

In the course of theoretical research and practical testing of the proposed evaluation principles, the following conclusion was obtained that even with negative net profit, the value of the business of industrial enterprises is positive.

Sustainable development

Karepin P.A., Myshelov E.P.
MAI, Moscow, Russia

The basis for the development of modern society is the concept of sustainable development. However, there is currently no single conceptual approach to the theoretical foundations of sustainable development. They represent a conglomerate of ideas and scientific directions. This affects the formation of the terminological base of this concept. The term sustainable development was coined by the International Commission on environment and development, 1987, combining two important aspects: the existence of a need and the need for limitation. At the theoretical level, this definition has been subject to various criticisms since its inception, for example, it has been pointed out that the term itself contains ambiguity due to the incompatibility of the concepts of development and sustainability. But the most significant problem in the formulation of this concept is that its definition is related to the goal, and not to the ways of achieving this goal. Therefore, many researchers have tried to give this concept a more operational interpretation, which would make it more understandable and practically applicable. However, given that the definition must reflect the future, which is inherently multivariate and uncertain, there is still no single agreed definition of the concept. The situation is different at the applied level, where a standardization mechanism was applied, which, based on the introduction of a number of key principles and tools, allowed to regulate the procedure for establishing definitions of basic concepts in the field of sustainable development. It is the standard definition of concepts, extended to the appropriate levels, allows us to give an unambiguous interpretation and establish the relationship of concepts in the field of sustainable development. Applied to the organization, sustainable development (GOST R 54598.1, 58531) is a management that ensures continuous and lasting success. Continuity is considered as a management (GOST R ISO 22301, 223135, GOST R 22.0.125), which provides an opportunity to improve (stability) of the activity. Sustainable success (GOST R ISO 9000, 9004) is defined as the achievement of goals and longterm maintenance of the achieved development of the organization. There is a relationship between the two. The result of sustainable development is sustainable success, continuity is seen as a sustainable, sustained level of development of the organization, which is also sustainable success.

Monological speech activity

Kartushina N.V.
MAI, Moscow, Russia

"Monologue is a coherent, logically consistent statement, proceeding relatively continuous in time, not designed for the immediate reaction of listeners" [1].

A special type of a monologue activity is presentation. This is a short monologic statement of one person in front of a group of people bearing an integral meaning. Teaching non-linguistic university students this type of speech activity seems quite relevant as the ability to present the problem and its possible solution in the form of a coherent text in front of an audience is very important for students as future professionals.

Electronic accompaniment plays an important role in preparation of reports on country studies, scientific reports for student conferences and other public presentations in English. At the preparatory stage the necessity to create a presentation makes students work on the content of the texts more meaningfully, raise the question of what is important and what is secondary in the chosen topic; how

to create the text of the presentation correctly; how to start it and how to finish; how to comment on the diagrams, tables and situational pictures in a proper way.

The text of a public speech is usually distinguished by complex syntactic and lexical constructions and requires preliminary preparation. At the very beginning of this training the teacher usually sets the task, defines the main list of questions for presentation within the studied topic. Students themselves compose the text of the speech and then reproduce it in the form of narration, using visual support. An additional support for the speaker can be cards with keywords and speech elements that he can use during his speech, and which will help make it consistent and easy to understand.

Thus a coherent monologue is a key factor for effective communication and a necessary condition for the formation of a full-fledged personality.

The role of labor protection in the management system and economics of aerospace enterprises

Kiyashko V.S., Messineva E.M.
MAI, Moscow, Russia

According to the Ministry of Labor, one of the main problems in the aviation and space industry is industrial injuries and occupational diseases. The specificity of these industries implies a constant impact of harmful production factors on all workers, as well as a high level of injuries.

Industrial injuries and a high level of occupational morbidity lead not only to economic losses, but also to reputational costs and personnel losses, which affects the efficiency of management of aerospace enterprises.

To prevent such a situation, a labor protection management system is being created at any enterprise. However, the situation with the level of safety at aerospace enterprises does not improve, since two main problems remain unresolved.

The first problem (the predominant fight against consequences rather than causes) is solved by introducing the concept of professional risk management. With this approach, harmful production factors are identified at each workplace, and after that measures are developed to prevent, or, if due to the specifics of production, it is impossible to get rid of them, to minimize harmful effects. It is worth noting that the main sources of danger in the aerospace industry for a worker are noise exposure and injuries when working at heights and at the modern level of scientific and technological progress, it is impossible to completely remove them. Therefore, it is necessary to provide each PPE worker for protection against noise exposure and to teach the basics of safety when working at height.

The second problem follows from this – insufficient funding for labor protection measures. Obviously, labor protection measures do not provide direct profit in the short term. Therefore, financing of labor protection is often carried out on a residual basis, which in the long run will lead to economic difficulties. This problem can be solved at the state level through financial preferences or the abolition of certain taxes at enterprises engaged in effective labor protection management. This, in turn, can be a motivation for industry leaders.

The solution to these two problems is a contribution to the future that will help the Russian Federation to remain in the lead against the backdrop of increasing competition and the emergence of new players in the aerospace services markets.

Medium-term prospects of Russian civil aircraft industry

Klochkov V.V.
MAI, Moscow, Russia

When developing an industry development strategy for a 10-15-year period, it is necessary to take into account the results of modeling the aviation works and services markets, as well as the corresponding aircraft markets.

Products of the most capacious segment of the aviation market – mainline aircraft – in the next 10-15 years, most likely, will not undergo qualitative changes, they have already reached the "saturation point" for modern technologies. Breakthrough in these markets, occupied by Boeing and Airbus, in this situation is almost impossible. At the same time, the competence to create similar products (even with worse characteristics) may be required to ensure Russia's national security in the face of foreign

policy risks. At the same time, it is necessary to assess the possible deterioration of the characteristics and rise in price of the aircraft and air transportation (including due to low production volumes), compared with the current situation of imported equipment predominance.

Reserves remain in the field of improving the efficiency of the air transport system as a whole, everything that "surrounds" the aircraft, including air traffic management, air transport logistics, maintenance, repair and operation logistics support. It is potentially possible to improve the safety, environmental friendliness, availability and quality of mainline air transportation by tens of percent even at the current level of aerodynamics, strength, gas dynamics and other disciplines of aviation science. At the same time, the use of these reserves will require innovations in aircraft design, composition and functions of onboard equipment.

The development of local and regional air transport in Russian Federation in the foreseeable future is possible only with active governmental support. Therefore, the capacity of the respective aircraft markets and the requirements for their characteristics will be largely determined by the state policy regarding the spatial development of the country and the development of its unified transport system.

Significant reserves for the Russian aircraft industry growth and solving national problems with its help lie in the sphere of aviation utilization in the national economy, including new markets that are opening or may open due to the development of unmanned aircraft, as well as the improvement of target loads and technologies used in various industries.

Digital Quality Management System Development Trends

Kovrigin E.A., Vasiliev V.A.
MAI, Moscow, Russia

The features of digital QMS at the production (operational) level necessitate the development and application of qualitatively new management technologies, as well as fundamentally new production technologies, which are based on various approaches and concepts, in particular: the Internet of Things (IoT); artificial intelligence, machine learning and robotics; cloud computing; Big Data additive manufacturing; cybersecurity; integration system; modeling; augmented reality. These technologies can and should be integrated into the organization's management system.

The following trends in the digitalization of the QMS can be distinguished:

1. Monitoring, measurement, analysis and evaluation. IoT and various types of sensors (sensors) contribute to the discovery of new data sources for analysis. Big Data is capable of analyzing data arrays of information coming from various sources.

2. Verification and validation of development and design. The processes of the organization require documented evidence of compliance with established requirements. Blockchain technology provides a fully objective system of evidence of fulfilled requirements.

3. Monitoring and control of the QMS processes. With the advent of training algorithms for neural networks, the use of artificial intelligence has become possible. A trained neural network will make it possible to identify trends and changes in processes much more efficiently and faster than humans or automated complexes.

4. Making decisions based on data (evidence) in conditions of uncertainty (ambiguity). Any uncertainty in the implementation of the QMS process can lead to an undesirable situation. Digital transformation solves this problem through the use of predictive analytics.

Digital QMS should perform the following functions:

1. Online, analyze, structure and process information from the external and internal environment of the organization.

2. Develop and propose methods and means of responding to ongoing changes.

3. To select the technologies for the development and production of products and the provision of services that are optimal for the digital economy.

4. Manage risks, analyze and use opportunities for improvement.

To date, the following problems can be identified with the digitalization of the QMS, in particular:

1. Large financial costs for its creation and maintenance.

2. Difficulties in staffing.

3. Risks of leakage of information constituting a commercial and/or state secret.

Social tools for securing young specialists at the aviation enterprise

Kolomoets E.N.
MAI, Moscow, Russia

Aviation enterprises pay great attention to attracting young specialists, but do not always take into account the need for their further consolidation. At the aviation enterprise under study, there is a shortage of young specialists, especially engineers. The organization makes serious efforts to attract young people: it purposefully works with universities, uses targeted training, participates in job fairs, etc. However, a significant part of young professionals quit during the first three years of work.

The study showed that the company uses a wide package of social benefits that apply to young professionals: voluntary medical insurance, provision of material assistance, interest-free loans, etc. There is a special motivational program for young people, which includes bonuses for a diploma with honors, an increase in salary, and monthly premium, etc. However, a survey of employees showed that less than 40% of young workers are fully aware of social support measures, and almost the same number (37%) consider that in framing is clearly not enough. In this regard, many are dissatisfied with the social policy of the enterprise.

The Council of young specialists of the company holds special events for young employees: sports, youth scientific forums, etc. But most of the respondents said that they did not participate in such events and often did not know about them. Every third employee said that to inform about upcoming events and available social benefits, a corporate site should be more actively used. Checking the site showed that information is rarely updated, information is outdated, the site is not convenient to use.

The overwhelming majority of young employees consider wages and additional payments to be the most important incentive to work. But almost half of the respondents indicated the importance of corporate events that would be aimed at increasing the involvement and commitment of employees to the organization.

The results of the study showed the need for managerial steps to improve social tools for retaining young professionals. You can offer to finalize the corporate website and regularly post relevant information, you should also organize newsletters on social networks. In sports events, teambuilding, research and project competitions, it is necessary to involve not only representatives of the council of young specialists, but also all young workers.

Analysis of the seasonality of the structure of the aviation passenger transportation market using concentration indicators

[1]Kolotusha A.V., [2]Martsenyuk E.A.
[1]MSU, [2]MAI, Moscow, Russia

Currently, the growth rate of the Russian passenger air transportation market is ahead of the world indicators. The dynamically developing, highly concentrated aircraft market attracts new players, which leads to a tangible increase in competition.

As a result, there is a need to analyze and assess the state of the airline market to monitor the situation. Based on the results of such an assessment, recommendations are formed and measures are developed to de-monopolize the market and develop competition.

In this paper, we consider a sample of airlines, including: Aeroflot, Siberia, Pobeda, Ural Airlines, Rusline, etc. the study used statistical data of passenger transportation by various airlines. To assess the state of the market in different periods of time, a system of concentration indicators was used: concentration indices, Hall-Tideman index, Herfindal-Hirschman index, Lind index, the index of maximum share, entropy index.

As the study showed, the level of concentration is directly related to the season of flight of passengers. According to monthly data from the Federal air transport Agency for 2018 and 2019 it was estimated that in the summer months the air passenger market becomes more oligopolistic, with 2 companies - Aeroflot and Pobeda in the core of the market, it becomes less concentrated and it becomes more difficult for the largest firms to affect prices of air transportation services. In the other seasons, the market is more concentrated and monopolized, and Aeroflot's influence on the emerging prices of services in the air transportation market becomes more significant.

The results obtained may be of interest to airlines from the point of view of the formation of behavior strategies in the aviation markets. For instance, it may follow from the results of the analysis that novice firms are recommended to enter the passenger air transport market in the summer months, when the dependence on price manipulation by the monopolist (in particular, the potential probability of being forced out of the market due to dumping actions of Aeroflot) is significantly lower than in other months.

Developing of students' professionally significant competences by authentic multimedia

Korotun V.L.
MAI, Moscow, Russia

Since the second decade of the twenty-first century it is difficult to imagine the process of education at any level without using of multimedia or media and information tools. According to S.A. Smirnov it is a set of such means as a printed word, broadcast, etc., serving to transmit a message to a specific consumer. In the system of higher education authentic foreign-language multimedia tools help to form professionally significant competences of students of different training areas and allow to study specialized disciplines by means of a foreign language.

Obtaining knowledge through foreign-language multimedia means meets the requirements of the state standard of education. Moscow Aviation Institute (MAI) has developed a self-established educational standard of higher education. For students enrolled in the direction of 13.03.04 "Biotechnical systems and technologies" the requirements for the developing of the competence of OPK-3 as the ability to acquire new knowledge in the field of natural Sciences and mathematics using modern educational and information technologies to clarify information about the subject of professional activity have been prescribed in the standarts.

When analyzing foreign-language educational online platforms classification of the platforms according to the content of learning material and professional interests of students. As an example, the Crash Course educational platform which was organized by John and Hank green is given. Teachers record 10-15 minute training videos in various fields of knowledge: mathematics, physics, engineering. For example, undergraduate students studying in the speciality of 02.03.02 "Fundamental Informatics and information technology" may be interested in videos about artificial intelligence. Undergraduate students studying in the speciality of 12.03.04 "Biotechnical systems and technologies" will be interested in videos on chemistry and biology.

The paper concludes on the relevance of the use of authentic multimedia tools in the formation of professionally oriented competencies of students as one of the components of the intergative approach.

Actual solutions for problems of Russian aircraft engines life cycle

Kraev V.M., Siluyanova M.V., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow, Russia

The life cycle system should have the capability for faults recording and analysis and, of course, related operation costs. Separately, it is necessary to provide a record of faults associated with force-majeure and fault based on third parties. The costs, corresponded with third parties faults, as rule, are covered by insurance payments. The costs, corresponded with technical malfunctions must be analyzed also separately.

For domestic Russian engine PD-14 components the international classification approach is rationally to use. Thus, the data structure is assumed to have in one dimension all engine elements with maximum destabilization and in other dimension the cost of a specific engine element for each life cycle stage from the Research&Design (R&D) stage to maintenance, etc.

Maintenance is very important and costly life cycle stage. This stage must be deep detailed and identified not only A-check, C-check, D-check, but also less complicated and less costly like Transit-check, Daily-check, Weekly-check, etc. Aircraft operator must provide Transit-check, Daily-check, Weekly-check etc. and list of procedures or costs of them can significantly affect on total operational costs. Presented above basic life cycle system data structure in life product also allows to identify components and systems, which operation costs are beyond the normal. Further, modification or

improvements components and systems costs can be calculated in order to reduce operating costs. In any case, the decision for engine improvement and modification must be based on the life cycle stages cost.

Digital news as the modern world's answer to the challenge of time

Krasnyanskiy D.E.
MAI, Moscow, Russia

Our human civilization has a special relation to the problem of time. Historians, culturologists, anthropologists, sociologists, psychologists fix the following point: at different civilizational stages of its history, humanity has experienced the category of time in different ways.

The agricultural world is very slow. Human reflection was aware of the close connection of society with natural processes. However, time is beginning to be recognized as an important characteristic of human life and society.

The "industrial revolution", the development of industry, technology and science, as well as the revolution in the spirit accelerated the world of modernity.

At the moment, in the modern era, one of the most important characteristics is the sharp acceleration of time. Modern mass communications should correspond to the speed of today's existence.

What are the main trends in this transformation we are seeing today?

First, we are talking about "digital news". Online information versions of publications appeared EN masse in the mid-1990s with the advent of the Internet. But the practice of organizing their work was largely due to the imposition of new tasks on the old principles of print news publications, which professed a completely different logic than the logic of the functioning of the Internet.

Perhaps the main points that describe the features of the digital media format are – "electronic hypertext", interactivity, multimedia, super efficiency, openness.

Second, it is about news services that were originally introduced by companies such as Apple and Facebook.

Third, it is the activation of social networks in the field of online news.

Fourth, it is the development of multiplatform media in their information activities.

Fifth, with the development of the Internet, the visual communication channel is becoming increasingly important. From this point of view, the presentation of news becomes more and more visual.

To learn today the latest news from the field of aviation, it is enough to download the most popular aviation Internet resources: Airport.ru and Avia.ru and immediately we will find a selection of relevant news presented on these platforms.

Although, of course, all the opportunities that the digital media format offers to interested people are still far from being achieved. We are talking, first of all, about not yet mastered news formats, which are fundamentally possible thanks to the constant technical development of Internet technologies.

Creating a positive image of the organization as an employer

Kuzminsky A.E., Krylov A.A.
MAI, Moscow, Russia

In order to attract qualified specialists, a modern enterprise needs to have a reputation of the organization among potential applicants, that is, an appropriate image and a developed HR brand.

It is also necessary to consistently create a positive attitude towards the company for all employees who encounter it, including those who quit employees and rejected candidates. Having detailed information about the organization, these people unwittingly or purposefully distribute it among colleagues.

The “motivating” rules, first of all, include the following: payment of remuneration for each involved specialist; a guarantee of the formation of their teams; correct dismissal of employees; transparency of information.

Create a potential employee a favorable impression of the company will help: personal contact, punctuality, honesty and consistency.

If the company has a good image, potential employees are constantly being interviewed, it has its own database, then, despite the shortage of specialists, new employees will constantly come to it. For managers at all levels, it is important that each specialist they bring in becomes primarily a member of their team. Since the image of the employer is important for potential employees, during informal communication with colleagues, employees will respond positively about their company.

With the opportunity to choose, the company will be able to invite the very best. All this contributes to the formation of a positive HR-brand of the organization and gives its competitive advantage in the processes of staff selection in the labor market.

Improving the system of professional development of civil servants-the basis of effective management

Kushchev N.P.
MAI, Moscow, Russia

The formation of professional personnel of public authorities, corresponding to modern requirements, able to make effective management decisions is one of the priorities of the state personnel policy. Selection and selection of specialists for management bodies, as well as their retraining is regulated by the relevant regulatory legal acts. However, there was a need to modernize the system of professional retraining, which is due to the strengthening of the requirements imposed by society to the activities of authorities at all levels. Insufficient level of qualification of civil servants sometimes does not allow them to make optimal decisions, and their knowledge and experience does not meet modern requirements. The increasingly acute problem of completeness of the control structures, specialists of the required profile and level, which is confirmed by the results of a poll of heads of local authorities, more than half of the respondents (57,2%), pointed to the shortage of staff in municipalities, and one third of respondents (29.2 per cent) noted the low staffing levels [1]. At the same time, according to the conclusions of the expert survey, the employees themselves recognized the need to constantly improve their skills, so 76.3% of the respondents consider it mandatory to undergo retraining within the framework of the development program of municipalities [2]. It is obvious that by changing the approaches to the organization and content of retraining of municipal personnel, it is possible to overcome these shortcomings. Currently, the most effective is practice-oriented training based on the analysis and exchange of best practices, taking into account the knowledge of specific problems of specific municipalities. The specified system of professional development of civil servants, is directed both to receiving new knowledge and skills, and to mastering of competences which correspond to modern requirements of management/

References:

1. Kabanova E.E. Management of development of attractiveness of municipalities of the Russian Federation: sociological analysis / / dis. K. SOC.N.-M.: 2015-P. 138.

2. All-Russian Council of local self-government. Sociological research "Staffing of local self-government". [Electronic resource.] URL: http://vsmsinfo.ru.

Features of development of the business plan of aviation projects

Lastochkina V.V., Kalimullina E.R.
MAI, Moscow, Russia

Modern economic relations are characterized by demonopolization, existence of various forms of ownership, price liberalization, high economic autonomy, acute competition of industrial enterprises. In these conditions, the industrial enterprise needs to develop and implement business projects.

The business project includes the development of new and improved proposals for the production of components for the manufacture of innovative products, taking into account competitive products. Therefore, each aviation enterprise should have its own strategy of promoting technically complex products to the market through the implementation of a business project, which is of particular importance today in the framework of the global strategy for the development of industrial cooperation aimed at achieving long-term goals and objectives.

The purpose of developing a business plan-to give a reasonable, holistic, systemic assessment of the development prospects of the enterprise.

The Government of the Russia has developed a business plan layout, which is used mainly in attracting budget funding in the framework of practical implementation of the business plan. It is advisable for a potential investor to use methodological recommendations for the development of business plans, according to international standards, in conditions of global competition.

The basic principle of the aviation enterprise is a clear and high-quality fulfillment of customers' requests, however difficult they may be.

Factors influencing the development of business planning of aviation projects:

1. Political factors. Development of import substitution program in the Russia, including the aircraft industry. Attraction to deliveries of units and systems developed and assembled in the territory of our country.

2. Economic factors. For example, the state invested about 75 billion rubles MS-21 the project to create a regional aircraft. Domestic enterprises are involved in the quality of suppliers of units and systems within the framework of the import substitution program.

3. Socio-cultural factors. Socio-cultural changes in the aircraft industry entail an increase in the number of aircraft production and access to the world market. Accordingly, the quality of domestic finished products must meet international requirements.

4. Technological factors. Modern production should include the use of high-tech equipment, materials, as aircraft product must meet the requirements of the customer according to the contract.

Prospects of ecological energy saving

Latipov E.R., Besobrazova E.A., Tomilova V.A.
MAI, Moscow, Russia

The value of energy consumption is one of the indicators of the degree of development of society. The more energy each individual consumes, the more waste from energy sources enters the environment. The main results of environmental pollution are growing waste landfills, greenhouse effect, ozone holes. These and other factors indicate the need to move to alternative energy sources. The main advantages of their use include reducing the negative impact on the environment, preserving the reserves of traditional energy sources.

As alternative sources today consider and actively study the following:

1. Solar energy. Solar radiation in no way has a negative impact on the environment. In addition, the energy of the sun is a renewable source. The method of obtaining this type of energy is solar power plants.

2. Wind energy. It is also a renewable energy source. Its use does not require large financial costs. The method of obtaining this type of energy – wind turbines, windmills, sails.

3. Hydro energy. It is an inexhaustible source of energy. The method of obtaining hydropower-hydroelectric power.

4. Thermal energy of the earth's interior. Although the use of this type of energy and an expensive event, the amount of energy released by the planet when cooling, many times more than released by fossil energy sources. Method of use-geothermal power plants.

Today, humanity is seriously thinking about how to preserve the energy potential of their planet and increase it. An even more important task is eco-friendly energy saving. In different countries, this problem is solved with the help of separate measures: greening of roofs, eco-friendly flooring, etc. But we cannot say that this problem is solved comprehensively. Therefore, the problem of energy conservation in direct connection with the environment should be studied from primary school.

Pilot fatigue as a research issue

[1]Latysheva V.V., [2]Surina E.I.
[1]MAI, [2]Volga-Dnepr Group, Moscow, Russia

There is a multi-level strategy for flight safety assurance applied in fatigue risk management system (FRMS) to manage fatigue-related risks. Its component – a continuous evidence analysis–allows identification of fatigue-related risks, develop and implement management framework and measures

to mitigate these risks as well as assess its efficiency. Such an approach includes both organizational and individual measures on risk mitigation.

The problem issue researched by the authors is that while performing their professional duties all flight crew members are often exposed to impact of factors leading to fatigue and flight safety decrease.

This issue is both practical and scientific in nature.

The study is intended to concretize and systematize the combination of factors that lead to flight crew members performance impairment.

The practical purpose of the research is to prepare recommendations in order to substantiate management decisions aimed at creation of a highly efficient social environment in airlines to increase flight safety.

Since fatigue is caused by many reasons, various methods of its assessment are applied in scientific research. Our research is based on empirical data obtained through methods that allow to study both subjective assessment and objective characteristics of the under test persons conditions.

The subjective data was obtained on the basis of the cabin crew members fatigue reports, with self-assessment fulfilled in accordance with Epworth scale and the Caroline sleepiness scale. A questionnaire was conducted in order to identify the opinions of flight crew members on key aspects of the organization of labor, its impact on increased or decreased fatigue. The respondents (n = 50) were aircraft Captains, First Officers, Radio Operators, Flight Engineers and Navigators from one of the Russian airlines. The interview was aimed at obtaining an expert assessment related to impact of fatigue on flight safety.

The objective parameters of fatigue were obtained on the basis of performance impairment tests and physical condition of pilots by the actigraphy method.

Evaluation of calendar and network planning quality in artificial neural networks application in project management information systems

[1]Mayborodin A.B., [2]Lominago O.D.
[1]MAI, [2]Sukhoi Company, Moscow, Russia

Currently, the leading aircraft manufacturers use project management information systems (PMIS) to plan projects for the creation of new models of aircraft. PMIS experience in the aviation industry shows the high efficiency of this class of software in the calendar and network planning of aircraft service development and maintenance. However, when using PMIS to plan R&D projects, “standard” information systems do not take into account a number of features that have been investigated and described by the authors in previous works.

As a result of the analysis, it was proposed to use neural network programming technologies to improve the quality of R&D projects planning as an additional subsystem of the PMIS. Artificial neural networks (ANNs) are widely used to solve regression and classification problems. The review of the subject area showed that the accuracy of prediction with the use of ANN can reach 98% and depends on the architecture and initial parameters of the network, as well as on the structure of the training fetch, sufficient for determine the regression coefficients. At the beginning of the training, the weight coefficients of ANN are initiated by random values. As a consequence, the process of neural networks training with the same configuration on the same data sample can yield different results.

A mathematical model was developed to evaluate ANN’s planning quality in PMIS. This model allows to estimate deviations of the predicted values from the actual and takes into account the characteristics obtained in the process of training and operation of a specific configuration of the neural network. In addition, the mathematical model includes the weight coefficients which reflect the requirements for the planning system of specific organization (project).

The experimental stage of the investigation involves the usage of this mathematical model to evaluate the quality of R&D projects calendar and network planning by experts and various configuration of ANNs for the purpose of the further choice of the most suitable alternative.

The offered mathematical model considers planning and training duration that is an important indicator at the choice of a configuration and particular variant of program realization of ANN, and the weight coefficients allow to expand the field of its application.

The study of the specific properties of general scientific lexical units as a practical stage of preparation for the scientific conference

Masyutina N.M., Yanovskaya G.S., Rogozhina L.A.
MAI, Moscow, Russia

The acquisition of skills in the search, analysis and oral or written presentation of scientific information contained in foreign sources occurs in the process of working with literature in the specialty in the language being studied, abstracting and making presentations. By studying and abstracting the text, the student solves multilateral interdisciplinary tasks: on the one hand, he improves his knowledge of the studied foreign language, on the other hand, he develops the ability to work with information and at the same time improves the knowledge of the main studied subject.

The study of the interaction of general scientific vocabulary, which forms the basis of a scientific text, serves to organize the lexical composition and ensure the coherence of scientific and technical texts is of particular relevance. The terminological vocabulary, in turn, was largely formed by rethinking common words. But the reverse process of the transition of terms to other functional styles and literary language also took place. During this transition, their semantic content of terms may remain the same or undergo certain changes, especially in different contexts.

The semantic and stylistic changes in the general scientific lexical units that occur with them in scientific and technical texts influence their translation. Particular attention should be paid to the role of context in the implementation of the values of general technical vocabulary and semantic changes in the transition from general technical to the category of terminological vocabulary.

The process of translating a scientific and technical text requires knowledge of the correspondence of the term and the concept expressed by it, as well as the most accurate determination of the boundaries of the semantic volume of the term. The meanings of the same terms can have significant differences in different areas of knowledge, which allows us to consider them as multi-valued units or homonyms, depending on the degree of closeness of connections and relationships in the conceptual content.

The transfer of meaning during the transition of a word from the category of commonly used or general technical to terminological vocabulary can also be observed on the example of borrowed vocabulary, in particular from ancient languages. In this case, there is a process of changing the syntactic function and value.

Models of social policy of enterprises

Mateshuk A.A.
MAI, Moscow, Russia

The most common paradigm of social management in Russian companies at the moment is social policy. The essence of the social policy of the enterprise is to determine the principles and priorities on the basis of which the relations between the various communities that make up the social structure of the enterprise are built. The directions of social policy are collective-contractual relations, employment policy, income, social protection of personnel, training, as well as measures against certain groups: youth, women, veterans. The main instrument of social policy is targeted social programs. Functions of social policy - stabilization of collective, attraction and retention of the qualified personnel, stimulation of effective work. Under the influence of the social policy of the state, depending on the scale of the enterprise, the relevance of a particular function, the use of certain tools, different models of social policy implementation are formed. Study of social reports of Russian companies [www.rspp.ru], as well as research data on individual enterprises allow us to generalize about the existing certain models of social policy: in particular, the paternalistic model is typical for city-forming enterprises. The partnership model is typical for machine-building enterprises with insufficiently competitive wages, implementing the mechanism of social partnership, to attract and retain qualified personnel, betting on the social package and services of their own social

infrastructure. In the liberal model, the emphasis is on competitive wages and the minimization of social programs. The greatest interest, in our opinion, is a solidaristic social policy of new companies developing in the high-tech, IT-sphere, which are characterized, along with competitive wages, special attention to the conditions of the production environment, the health of employees, creating comfort in the workplace, flexible hours, stimulating training and providing external professional communications, as well as staff retention through the allocation of options. All this is aimed at high-performance work, dynamic professional development and self-realization of employees of such companies. This model sets new standards of social policy in the labor market as a whole, which ultimately should affect the development of other models.

Advantages and Disadvantages of Performance Measurement Systems

Makhiyanov I.M.
MAI, Moscow, Russia

The need to measure the performance of a company has existed for a long time, but in the past three decades, issues related to the development of balanced performance measurement systems, including both financial and non-financial indicators, have gained particular relevance. Practice has shown that traditional financial performance indicators are lagging indicators that do not take into account the strategy and goals of a company and are insufficient in the realities of the modern highly competitive economy.

In recent years, several balanced performance measurement systems have been developed. However, their diversity and inaccuracy in the translation of foreign sources of information make it difficult for domestic organizations to choose the optimal system. The concept of Performance is often translated as “efficiency”, “effectiveness” and “productivity”. Also in the scientific community, there is no single definition of the concepts of “performance” and “performance measurement”, which limits the possibilities of generalization and comparison of research in this area.

However, there is an understanding of what criteria should measure the performance of an organization. These criteria are reflected in the ISO 9004:2018 standard. The study examined in detail clause 10 of this document and highlighted the main recommendations for a performance measurement system.

Using these recommendations as criteria, four common performance measurement systems (Performance Matrix, Performance, Balanced scorecard, Performance Prism) were analyzed, their strengths and weaknesses were determined.

The analysis made it possible to trace the evolution of these systems and establish that each of them brought innovative ideas and eliminated the weaknesses of its predecessors. At the same time, each of the considered systems is not without drawbacks. Therefore, it is premature and shortsighted to believe that the problem of creating a universal measurement system that covers all aspects of the organization’s activity and provides objective information about the functioning of the business to managers and other interested parties has been successfully and finally resolved. This topic will repeatedly serve as the subject of heated discussions in the scientific community and will remain relevant in the near future.

Integrated education system as a tool for training specialists for the aerospace industry

Mezina N.A., Adusheva K.I., Eropkin A.M., Zubeeva E.V.
MAI, Moscow, Russia

Currently, there is a tendency in the world to intensify the struggle for qualified professionals. It is no secret that the success of any enterprise depends not only on the existing technical base or strategic plan, but also on the people who work on it.

Financial and industrial groups, when assessing the business, take into account the quality of management on a par with the value of property, equipment, stocks. Accordingly, the higher the qualification of human resources of the enterprise, the higher its cost.

For manufacturing enterprises of high-tech and high-tech industries, which include enterprises of the aerospace industry, the problem of recruitment is particularly acute. The destruction of the

distribution system of University graduates significantly undermined the provision of qualified personnel to enterprises.

The solution to this problem can be an integrated training system, which will allow a different look at the process of interaction between industrial enterprises and universities that train specialists for them.

An integrated training system should cover various educational stages, from career guidance to retraining .

The creation of an integrated learning system will require a different, from today's, approach to the formation of the entire educational process.

Main building it should be the business requirements of their future employees, the quality of training of graduates of the competency model, which need industry.

Therefore, the first thing that needs to be done is the development of industry models of competencies of University graduates, which will form the so-called "value of the specialist", considered

not in monetary terms, but in the list of knowledge, skills and abilities, which, in turn, must be recorded in the form of a set of end results of training at different levels, which must have a graduate coming to work at a particular enterprise.

Not unimportant party of introduction of such approach to construction of educational process will be also growth of interest of the enterprises in reception of pupils on various types of practices, beginning from introductory and finishing pre-diploma. And teachers of educational institutions will be able to pass at the enterprises of training in the system of advanced training operating in all educational institutions.

Peculiarities of airline route network formation

Melikyan L.M., Ermakova O.V.
MAI, Moscow, Russia

The most important and defining factor in improving the efficiency of the airline, determined by modern trends in the air transport market, is the route network.

The airline has the right to independently make decisions on opening new directions, increasing the number of flights in existing directions of air transport, expanding the route network from the base airports. It is necessary to be guided by the criteria of economic efficiency, long-term strategies of the airline and market needs in ensuring air accessibility of the selected regions.

The formation of an effective route network of the airline requires taking into account a large number of internal and external factors that ensure its optimal functioning

It is necessary to estimate the size and capacity of markets in different directions, the possibility of entering the airlines on these markets, to analyze all possible combinations of parameters types of aircraft, the total number of routes, number of passengers for a certain period of time, the number of flights during the same period, the level of projected operating costs, time and distance of flight per aircraft, its cruising speed, the possibility of reaching the target value of the coefficient of connectivity of routes.

The cost-effectiveness of transport and its impact on the network effect as a whole, which is determined by the level of costs, prices and commercial load, expressed in the employment ratio of seats, play a crucial role in deciding on the choice of a flight to the network.

Thus, in order to create an optimal route network, you must perform the following actions:

• To create necessary databases on demand for air transportation and transportation by alternative means of transport;

• Distribute the projected volumes of transportations across the selected regions;

• Determine the parameters that affect the volume and growth rates of traffic volumes on the basis of macroeconomic indicators of the selected regions;

• To carry out economic modeling of operation of the chosen routes;

• Determine the conditions and distribute passenger traffic on flights and calculated intervals of passenger capacity;

• Calculate the required number of aircraft based on the specified and calculated economic indicators.

Gerundial complexes in English aviation texts

Meldianova A.V.
MAI, Moscow, Russia

Globalization leads to the appearance of specialized texts, which are characterized by a large variety of lexical structures and grammatical forms. It should be mentioned, that some grammatical phenomena in Modern English have no equivalent forms in Russian. For example, in Modern English complex gerundial constructions are prevalent, while these constructions are not characteristic for the Russian language. All this mentioned above creates the necessity of adequate and equivalent translation of specialized English aviation texts that contain numerous participial and gerundial structures difficult to perceive. The relevance of the topic is proved by the fact that despite the existence of a great number of scientific works devoted to the analysis of non-finite verbal forms, they have still been causing difficulties in understanding and applying in the process of translation. The aim of the article consists in the detailed study of grammatical complexes with gerund and the revelation of ways of their translation from English into Russian.

A gerundial complex presents by itself a single grammatical unit that includes a nominal part (a pronoun in the objective or possessive case or a noun in the common or possessive case) and a verbal part. In English aviation texts gerundial complexes mainly fulfil the functions of a subject, an object, an attribute and an adverbial modifier. The most frequently used are grammatical structures with the gerund in the function of a subject. As a rule, gerundial constructions are translated into Russian by means of a complex composite sentence. In the translated sentence the noun (or a pronoun) occupies the position of a subject, while the gerund becomes a predicate of a subordinate clause.

The research conducted in this article shows that the most difficult for translation in the aviation texts are the grammatical complexes in which the subject is expressed by a noun with a gerund, which can be taken for the combination of participle I with a noun. However, the more detailed study of the syntactical sentence structure, of the syntactical function of a non-finite verbal form, as well as the context help to define in the exact way what part of speech the analyzed verbal form presents, which in the future will help to achieve an accurate translation of the text.

Cost-effectiveness of integrated use of transport aviation

Meshankov D.V., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow, Russia

Organizational and economic analysis of the use of transport aircraft for various purposes is carried out. The two main performance indicators can be considered transport efficiency and cost in ton-kilometers or passenger-kilometers, depending on the purpose of the aircraft. The calculation of efficiency involves taking into account the flight performance, the size of the commercial load, flight range, aerodynamic performance, specific fuel consumption and a number of other parameters. For modern aircraft, not only the cost of manufacturing the liner itself, engines, avionics and other technical indicators is of increasing importance, but also the cost of after-sales service during the product life cycle. To increase the efficiency of production of aircraft, it is necessary to improve the system of scientific organization of labor in order to increase productivity. An element of out-of-company planning is the growth of capital-labor ratio at the enterprises of the aviation industry. It is necessary to achieve a reduction in the level of material costs per unit of transport products. Improving efficiency consists of a comprehensive solution of production, technical, technological, organizational, economic, social problems.

The Government of the Russian Federation approved the “Comprehensive plan for the modernization and expansion of the main infrastructure for the period until 2024, which will allow the development of the North-South and West-East transport corridors to ensure the economic connectivity of the territory of Russia. This will optimize the domestic transport aviation network and increase the opportunities for the integrated use of transport aviation.

References:

1. Tikhonov A.I., Sazonov A.A. Evaluation of the development prospects of the global civil aviation market // Fundamental Research. 2019.No 4.P. 114-120.

The use of personnel controlling tool at the enterprises of the Russian aviation industry

Mikhaylov A.A., Komova A.A.
MAI, Moscow, Russia

Personnel controlling is one of the most effective tools to ensure maximum achievement of the goals of the aviation industry.

Personnel controlling is based on an innovative approach to personnel management, in which all labor processes are considered not separately, but as a single system. The main functions here are: planning, organization, accounting, analysis, budgeting, control and regulation of personnel [1]. At the same time, all of them are aimed at creating an effective strategy of human resources management.

Creation of personnel controlling system allows to solve the following problems:

• Lack of clearly defined strategic and tactical goals and objectives of personnel management;
• Disunity of structural elements of the personnel management system;
• Economic instability of the enterprise;
• Lack of reliable and complete information about the state of the workforce at the top managers of the enterprise;
• Mismatch of the level of competitiveness of the personnel of the enterprise to the highly competitive environment of the industry [2].

The purpose of the system is to form the basis for management decisions in the field of personnel management, contributing to the achievement of global strategic and operational goals of the organization [2].

Airlines that have decided to implement this tool should take into account the information, control and analytical, management and resource components, as well as choose the most attractive option of its organization:

• Own strength;
• The transfer of controlling functions to outsource;
• Together with stakeholders.

Socio-economic efficiency of personnel controlling is to consolidate business positions and strengthen the business reputation of the Russian aviation industry in the domestic and world markets, reducing personnel risks and personnel costs.

References:

1. Malikova S.G., Matveev S.G. The course of lectures on the discipline "Controlling": textbook. manual for students of the faculty "Engineering Business and Management" - M.: Publishing House of MSTU. N.E. Bauman, 2016 .- 51 p.
2. Tikhonov A.I., Mikhaylov A.A., Komova A.A. Organization of a personnel controlling system at an aviation enterprise // Moscow Economic Journal. - 2019 .- No. 5.
3. Tikhonov A.I., Mikhaylov A.A., Fedotova M.A. Human Resource Management: Organizational and Socio-Economic Mechanisms of Labor Management of Aerospace Industry Workers: A Training Manual. - Stavropol: Logos, 2019 .- 105 p.

Methods for Producing Corporate Reporting Statements under International Financial Reporting Standards

Mikhaylovskaya N.M., Gracheva E.I., Loshakova A.A.
MAI, Moscow, Russia

Matters concerning the production of corporate reporting statements under IFRS are of ever-increasing importance in today's digitalizing economy. Pursuant to the Federal Law No.208 of 27.07.2010 on Consolidated Financial Statements, some categories of organizations must submit consolidated statements under IFRS. Businesses may elect to produce consolidated financial statements under IFRS, but are still required to maintain accounting records under the RAS.

RAS and IFRS are moving closer together as a result of a reform programme. Nevertheless, there are still differences between these standards, such as the reporting period, the reporting currency, and

the dominance of forms and documentary justification in Russian accounting over the economic substance of transactions and the accountant's professional judgement in IFRS. The main problems of the lengthy period in which Russian businesses are adapting to IFRS also stem from other economic factors, such as the high price of audit services, the cost of staff retraining, etc.

Many ways exist to collect data in order to produce IFRS statements. None of them, however, are universally applicable. Research for selecting the best fitting method includes several steps.

The first step involves considering the main methods for preparing IFRS statements. Research suggests that many ways exist to transpose data from RAS to IFRS. All these ways, however, are reduced to three main methods:

1. Table-based RAS data transformation model;
2. Transactional RAS data translation model;
3. Independent IFRS-based accounting.

The second step in research involved a comparative analysis of the three main ways to prepare reporting statements. Research was conducted as to the practical application of each method, their particular features, advantages and shortcomings.

Detailed analysis of the models presented has allowed for making analytical conclusions and shown that models per se do not provide a universally applicable way to present RAS data under IFRS. Before choosing any method, every organization must carefully analyse the needs and answer these principal questions:

- How often do statements have to be prepared;
- What are the purposes of producing statements;
- Who will be the main user of statements; and
- Who will produce statements.

Research showed that, by combining methods in preparing financial statements, it is possible to use the advantages of each of the methods considered, while mitigating their shortcomings

Economic mechanism for organizing the production system to ensure the service of helicopter equipment exported

Mokrousova A.I., Kalachanov V.D.
MAI, Moscow, Russia

The implementation of a new concept of helicopter after-sales service, based on the introduction of a service contract as a comprehensive offer "product-service", requires the construction of a production system that meets the new mechanism of interaction between their operators and integrated solution providers. The central link in the transformation of the production system is the pursuit of an active diversification policy. In line with the progressive organizational and economic changes in the domestic aviation industry, diversification processes in helicopter engineering are an instrument for improving various areas of activity. In the field of development of helicopter technology, there is a high need for the formation of an updated full-format model range of competitive civilian and military models; in production – high efficiency of rational proportions of products for various purposes with expanding (in volume, regional affiliation) target market segments is in demand; service diversification provides for the formation of a wide range of services designed for customers of a large geographical range.

Given the current trends of the global market, the guidelines for intra-national development, the growing priority of after-sales service of helicopters as a component of corporate profitability and the new business model of the Russian Helicopters holding, in the context of product lifecycle management, the principles of organizing the production system include: multifunctionality; the ability to build competent capacity for the production of progressive designs, integrated perception and response to external challenges; operational adaptation to the expansion of import substitution, flexibility to the current organizational transformation, including the adjustment of cooperation models, etc.

The topology of the target structure of the production system should ensure the effective implementation of an interconnected set of business processes for the production of helicopters, compatibility with relevant logistic support schemes for specific foreign customers, functional

integration of the processes of a modern network of service centers. Due to the enlargement of contracts, the intensity of the flow of requests for services decreases, manufacturers get the opportunity to formulate a more stable program for the production of expanded nomenclature, their capacity utilization, sales volume and financial performance increase.

“Martian boom” as the dominant trend in the world practice of space exploration

Nazarov A.D.
MAI, Moscow, Russia

In the modern world, there has been a significant rise in the interest of the scientific and the general public in matters of the state and further exploration of space, bold scientifically based ideas and projects for the further penetration of people into outer space, the settlement of a number of planets, in particular Mars, have been put forward. A distinctive feature of this situation is that these problems are increasingly moving into the plane of interests of private companies intending to implement interplanetary communications in practice, using modern scientific and technical developments and technologies, while not relying on government support and investments.

Their main argument is a certain similarity between the Martian project and the colonization of America, when the ship that first arrived in it with the Europeans was perceived as a kind of miracle, and after two centuries, thousands of ships annually traveled across the ocean in both directions. The first settlers had faith in the New World and hope for it, and with Mars, they are sure, it will be the same, even if it is necessary to remake the entire planet Mars to make it more similar to Earth.

However, skeptics are inclined to see in such readiness the inherent desire for business to receive fabulous profits, and also to underestimate the conditions of human life and activity on Mars, which still remain poorly studied. A significant part of experts is inclined to the idea of testing the existing scientific and technological potential first on the Moon, creating on it a powerful intermediate base on the path to the colonization of other planets, including Mars.

Judging by the widely unfolding "lunar race", the idea of colonization and exploration of the Moon as an integral part of the subsequent Martian project still comes to the fore.

Linguistic and didactic features of teaching Professionally-Oriented Language students of aerospace

Neverova N.V.
MAI, Moscow, Russia

A modern approach in teaching a foreign language can be considered a competence-based approach that allows students of the aerospace industry to successfully carry out educational activities. Linguodidactics defines the main regularities of pedagogical approach to the process of teaching a foreign language in order to create an objective scientific base. One of the main goals of teaching a foreign language is the development of communicative competence. Therefore, students in the aviation university should have the following knowledge: have a concept of lexical units, various terms of the relevant field of training; know the basics of grammar of the language; have an idea about the structure and foundations of the construction of written and oral texts in the professional sphere. Students in the aerospace industry should be able to: to build a monologue, to conduct a dialogue on the given topics that correspond to their direction of training; to be able to work with authentic texts, using various strategies; to present a retelling of the read text both orally and in writing, while expressing their opinion, arguing it, to assess the actions, citing a number of evidence. Of particular importance is the study of special professional terminology necessary to express certain concepts of the special sphere. Each professional project can be considered as an object of linguo-didactic analysis to identify its components, determine their linguo-professional specificity, on the basis of which future specialists should be formed skills for further independent work in a foreign language.

Neural network technologies in digitalization of the aviation industry

Nekhrest-Bobkova A.A., Burdina E.S.
MAI, Moscow, Russia

Aviation is one of the first Russian manufacturing sectors, where digital technologies were used at the initial stage of design and production of new equipment.

Today, the innovative direction in mechanical engineering and robotics is the production of drones. According to forecasts, drone market is one of the rapidly developing and high-tech markets in the world. The average annual growth rate is estimated to be up to 30%.

Drones are gradually evolving: new technologies and investments in this sphere lead to an increase of innovative project number in this area. So the problem of optimizing use of various technologies and materials in the production of drones appears. The issue takes into account the expert opinion on the use of innovative technologies and forecast demand.

In the economy digitalization, when huge computing power is used to solve various production tasks, the use of neural network technologies is in the spotlight. They are used to predict various economic indicators.

In this paper, different architectures of neural networks were compared by prediction accuracy. Calculations for networks of architecture such as Perceptron, Feed Forward, Deep Residential Network were conducted. Neural nets are made for drone price forecasting depending on various entry data: cost and mass of materials, prices of competitors and demand. Neural networks training is based on historical data. It was carried out by the gradient descent method expressed by back propagation process.

The integration of the national experience of quality management in modern management systems

[1]Odinokov S.A., [2]Popkov D.V., [1]Vasiliev V.A.
[1]MAI, [2]MMZ “AVANGARD”, Moscow, Russia

Currently, the solution of quality management issues at the enterprises of the aviation, space and defense industries in the most complex form is carried out on the basis of the application of international standards ISO 9000 and 9100 series. Based on modern principles of quality management, they establish the basic requirements necessary for the construction of a quality management system (QMS) and offer recommendations on particularly important aspects of quality management activities. The presence of common approaches provides the basis of QMS. To obtain an effective system, there is a constant search for new methods and tools. It is often more appropriate to use already proven approaches. It is possible to use methods based on national experience in quality management.

ISO 9001 focuses on improving processes and providing regulatory requirements to satisfy consumers. This was the first quality system in our country, BIP-defect-free production. It was aimed at manufacturing products in accordance with regulatory and technical documentation. It wasn't enough. A new task was set for the most famous of the Soviet system – KS UKP. It was the production of products corresponding to the best world achievements. It was necessary to constantly improve the quality of products. An attempt was made to find a criterion for assessing the quality of work of all employees at the enterprise. It was supposed to move from assessing the work of an individual contractor to systematically improve the quality of work of the team and the entire enterprise as a whole. A characteristic feature was the introduction of automated product quality management systems, including for production planning, to assess the accuracy of technological processes, product reliability management, etc.

There is a new degree of development of information technologies. It became necessary to integrate the best practices into the enterprise management system. There are ample opportunities for automated data acquisition and processing and analysis. This allows you to obtain information about the processes at all stages of the life cycle, monitor and evaluate the results of the staff. You can calculate the cost of quality and evaluate the effectiveness of labor, justify forecasts and development plans, and much more. A step should be taken to ensure the integration of QMS with the production management system and the enterprise as a whole. The next step is to build intelligent systems.

Computerization of the learning process as a strategy for the development of education

Osmina K.S.
MAI, Moscow, Russia

In our country, computerization has been affected by a number of processes of an economic and social nature. In almost all areas of human life, there is a computer and, accordingly, computer technology. Computerization has come to be seen as an aspect of the modernization of society and the education system in particular. It has changed not only the ways people communicate on a global scale, but also opened the door for significant changes in social culture, social institutions and predetermined the scale of globalization. There is no secret that the most active users promoting the computerization process and making it widespread are young people aged 18 to 35 tend to be well educated and have an income.

Studies show that the social and cultural consequences that lead to changes in thinking and life occur when more than half of the population start to use technological innovations. This process has already occurred in many countries. However, computerization can also have a negative impact, for example, computer addiction, virtuality immersion, the introduction of destructive ideas in the global information world. The fight against these processes can be achieved with the help of a well-thought-out social and cultural policy aimed at the growing active generation, giving it the opportunity to assert itself and competently set life priorities, as well as through international public initiatives.

Due to the fact that on the one hand the half of the information in free access is becoming less, on the other hand access to it continues to grow exponentially, educational institutions cannot save platforms for transferring certain amount of information from “teacher to student” for a fixed period of time. They should promote the slogan “learning for the sake of learning”, i.e. obtaining knowledge and skills that will allow you to further learn all your life. According to futurist Alvin Toffler, illiterate of the 21st century, are not those who can not read and write, but those who do not know how to learn and relearn.

Education should foresee and satisfy the needs of future generations in their development; create the conditions for their adaptation. The solution to these contradictions is closely related to the computerization process, without which a “breakthrough into the future” of the 21st century is simply impossible.

Logistic controlling in enterprise management aerospace industry

Polishchuk N.V.
MAI, Moscow, Russia

The aim of this work was to study the applied value of restructuring as an element of financial recovery of an aerospace enterprise. The financial and economic aspects of restructuring are associated with a deep analysis of the financial condition of the enterprise, the organization of optimal management of working capital, cash flows and production costs to optimize the structure of products and services, manage assortments in strict accordance with market requirements .

Unfortunately, Russian aviation manufacturers are inferior to their foreign competitors in many respects. The technological aspects of the activities of the aerospace sector enterprise as part of the restructuring include the study of the experience of leading domestic and foreign enterprises, the purpose of which is to provide products and services in accordance with market requirements with minimal costs for upgrading existing and acquiring new types of equipment and accessories.

The study identified problems:

- Design and manufacture of an aircraft within a given cost price;
- Ensuring the level of financial indicators of aircraft operation within the specified parameters;
- The impact of the aircraft life cycle on financial performance.

The beginning of the restructuring process is market research, that is, marketing research, which allows you to objectively evaluate the capacity and price characteristics of a promising market niche, effective and solvent directions for the development of aircraft manufacturing enterprises.

As a result, the restructuring covers all the functions of the management of an aerospace enterprise; it is applied both by individual enterprises and large integrated business groups. As part of the

restructuring, it is necessary to upgrade the personnel, organizational, technological, social, financial and economic aspects of the activities of the enterprise in question.

Restructuring as an element of financial recovery of an aerospace industry enterprise is especially relevant in the context of crisis management and can be considered both from the point of view of developing and implementing measures to prevent the crisis, and strategic planning of measures aimed at preventing the crisis.

Recruitment technology in an aviation company

Polovinkina M.E., Ageev M.N.
MAI, Moscow, Russia

Efficiency and quality of work of all company to a greater extent depends on its basis-personnel. As a rule, to achieve the desired goal it is necessary to have the right resources. In any organization, such resources are personnel. The personnel are all employees of the company performing production and administrative functions on the basis of the labor and civil contract.

Recruitment (selection and selection of personnel) – a set of measures to attract candidates who have the necessary qualities, experience, qualifications, theoretical knowledge base to achieve the goals of the organization. The choice and use of recruitment technology affects the performance of the entire company.

The recruitment process usually consists of the following stages: the emergence of a need for personnel, analysis of the labor market, the nomination of requirements for the candidate, the application to the personnel Department, the search inside or outside the company. After considering most of the recruitment technologies used, the most common selection elements are: interview, resume monitoring, telephone interview, questionnaires and tests.

Aviation companies have a deep responsibility, including for human life. Therefore, the personnel are subject to increased and special requirements. As a consequence, the quality of the entire airline depends on what employees work in it. In such companies, all employees are divided into two categories: ground personnel (maintenance, repair, ticket sales and services) and flight personnel (flight attendants, flight personnel).

Recruitment technology for flight personnel recruitment consists of responding to an open vacancy, checking documents and passing exams (training for the required type of aircraft). Flight personnel - part of the personnel in aviation, which has special training, directly involved in flights as crew members, previously passed the medical flight Commission. For flight attendants, the main requirement is knowledge of English, as the training of the specialty takes place within the company. For ground and maintenance personnel, the classical technology of recruitment is familiar: a vacancy is placed, documents are received from candidates, an interview, adaptation and preparation for work.

Stress management in the professional activity of HR-manager of the aerospace industry

[1]Ponomareva D.I., [2]Ponomareva E.A.
[1]MAI, [2]MCU, Moscow, Russia

The effective management in the field of aviation and cosmonautics in modern conditions is possible based on the introduction of innovative practical technologies. In this regard, it is important to increase the psychological competence of HR managers at specialized enterprises. Currently, the problem of stress management in organizations is given special attention [1]. This is due to the fact that against the background of accelerating scientific and technological progress, management activities at any level are associated with an extremely intense rhythm of life, systematic information, physical and emotional overload. Among the main stress factors of managerial work of HR-Manager of the aerospace industry should include the following parameters: Hyper-responsiveness; multifunctionality of management activities; information factors (confidentiality, cognitive overload); time deficit; destructive interpersonal and industrial conflicts. The parameters of the external management environment include: macroeconomic instability; intersectoral competition in the labor market; man-made disasters; threat to information security.

It should be noted that for some time the stress experienced by the Manager can play a positive role, mobilizing the reserve capabilities of the human body and psyche. At this stage, it is even

possible to increase the efficiency of the specialist, especially in crisis situations in the workplace; in this case, stress acts as an element of adaptation in difficult working conditions. However, if this condition becomes prolonged or permanent (distress), then in such conditions, the phase of exhaustion inevitably occurs.

The complex of measures for effective stress management should include training of employees in the methods of psychological anti-stress self-regulation; implementation of psychotechnics to overcome emotional overload; application of psychotechnologies of professional burnout correction; reframing; group socio-psychological trainings on the formation of stress resistance in team interaction.

1. Ponomareva E.A., Ponomareva D.I. Psychological aspects of stress management in professional activity of teachers of higher school/ / Higher school: experience, problems, prospects. Proceedings of the XI International scientific and practical conference. In 2 parts. Scientific editor V. I. Kazarenkov. Part 1. - Moscow: RUDN, 2018. P. 408-411.

Analysis of corporate training for the engineering staff of aviation industry organizations

Pochestnev A.A.
MAI, Moscow, Russia

In the current context human capital is a leading factor in the success of science-based aviation organizations, therefore it is important to study the issue of managing this capital. One way to manage this capital is in-house corporate training (through internal reserves – google). It allows you to reduce costs, better control the training process and create programs that fully take into account the organization needs.

There are some questions formed the study basis : whether training of personnel at aviation enterprises is systematic, whether in-house corporate training really has advantages over external providers training?

The study was carried out at one of the enterprises in this field. We studied engineering training programs implemented as part of in-house corporate training and given by external providers.

To assess the qualitative differences between these programs a structural-functional approach was used. Evaluation of training elements was based on questionnaire survey data and interviews with department management. The survey involved 68 trainees. The study was based on the analysis of differences in descriptive data for each evaluation parameter of the training programs.

Studying the process of organizing training it turned out that some aspects of system approach were violated. The lack of a shared vision of learning goals creates problems of interaction between organizational process participants. This has led to the existence of opaque and inefficient application selection procedures. Given the maximum expenditure of funds, most of the necessary programs are not included in the training plan. Also the feedback system is broken. Feedback from trainee and workshop managers is not recorded and not used to assess the training quality and make decisions about program modifications.

When comparing programs, it turned out that more complex programs are implemented by external providers. Corporate training programs received low marks based on the following parameters: the state of premises and handouts, novelty and usefulness of information and teaching quality. Teachers of external providers use the most effective teaching methods. In general, external training was more highly rated than in-house training. Thus, in human capital management, focusing only on corporate training is not an optimal strategy.

Features of preparing a business presentation of high-tech projects

Prosvirina N.V.
MAI, Moscow, Russia

A business presentation is a rational business communication with the goal of forming a business partner's new value orientations in the professional field of activity.

The business presentation of high-tech projects is characterized by the use of all the main types of managerial influence: cognitive, persuasive, emotional, inspiring.

A successful presentation is the key to future business relationships, new investors, new customers, in other words, the key to business success.

The sequence of preparation of the presentation includes 9 main steps:

1. A clear statement of the purpose of the speech.
2. Building key ideas (arguments).
3. Building the presentation logic, drawing up a plan.
4. Development of a slide algorithm.
5. Adaptation of content to a specific audience.
6. Preparation of the report.
7. Saving the dynamics of the report.
8. Preparation for possible organizational and technical surprises.
9. Preparation of an effective concluding section, including the main points.

The algorithm for preparing the presentation of a high-tech project to an investor includes three stages:

• A detailed study of your own project plus a business plan (at this stage it is important to have information about the project and know how to answer the basic questions);

• Preparation for the presentation: text, visuals, handouts and accompanying materials;

• Directly speaking with the maximum use of oratory skills, including: introduction (greeting, presentation, project name); the main part (description of the project, arguments: why you, why there is a prospect, and so on); expenses/income, offer to investor; conclusion (appeal, gratitude, questions).

Thus, a business presentation is a means of achieving your goals. An effective presentation attracts attention, is remembered, stimulates response, is a kind of standard for a well-balanced event.

References:

1. Prosvirina N.V., Tikhonov A.I. An integrated approach to the training and development of personnel at the enterprises of the aviation industry // Financial Economics. 2018.No 7.P. 202-205.

2. Semina A.P., Fedotova M.A., Tikhonov A.I. Digital technologies of social and business communications // In the collection: Step into the future: artificial intelligence and the digital economy. A revolution in management: a new digital economy or a new world of machines. Materials of the II International Scientific Forum. Under the general editorship of P.V. Terelyansky. 2018.S. 84-89.

Enterprise's business-processes model creating as an innovative approach to the scientific-technological progress development in Russia

Pushkareva M.B., Dolgaya D.A.
MAI, Moscow, Russia

Today, the development of the aerospace industry in Russia is one of the most important areas of scientific-technological progress. The modern Aerospace complex of Russia is a high-tech industry with a high scientific-technical and production potential and unites many enterprises, including large serial plants, scientific-research institutes and experimental-design bureaus. On the basis of these data, an idea of the area scope under consideration is formed and the question of this complex management organization arises..

By the order of the Government № 2227-r of December 8, 2011 The Strategy of innovative development of the Russian Federation for the period until 2020 was adopted. According to it, one of the main conditions for the transition of the innovative development economy is an increasing the business innovative activity. In this regard, special attention should be paid to the search for an innovative approach to the control system of the Aerospace complex, both as a whole and at individual enterprises. One of the most advanced and new method of organizing clerical work in companies is the method of modeling business-processes.

The researched method involves a detailed analysis of any workflow, represents the sequence of actions in the form of business-processes, and involves the creating of a business-processes model. The developed model serves not only as an illustrative auxiliary tool in examining a clerical work system and, subsequently, in detecting defects in technologies, but also as an auxiliary platform for

finding solutions to identified problems. The created model can exist both within the framework of one organization, and as a system that unites several enterprises, including the Aerospace Complex.

The proposed way to solve the problem of industrial enterprises modernization is, now, a time-tested, low-cost and universal way to optimize not only the organization's production processes, but the entire work flow.

Linguistic foundations of the multilingual approach to foreign language teaching in higher technical schools

Rogozhina L.A.
MAI, Moscow, Russia

Nowadays the possession of the skills of searching new information in foreign languages, as well as its effective use for professional purposes, is of particular importance. The implementation of such tasks involves not only knowledge of foreign languages at a sufficiently high level, but also a wide range of competencies in the framework of its application for reading and translating specialized tests. The combination of professional and linguistic orientations is the most important condition for teaching a foreign language as part of an integrated approach.

It seems appropriate to divide the integrated approach into an interdisciplinary and intradisciplinary (that is, within the same discipline, for example, a foreign language). According to the problem researchers, the very essence of the interdisciplinary approach is to teach a foreign language in integration with special disciplines, which allows the student to master additional professional competencies through the use of techniques that take into account the specifics of the main specialty.

In this connection, the selection and structuring of language material is of particular relevance. Language material means not only the necessary language tools (corpus of terminological vocabulary, grammatical and lexical constructions and turns) and the rules for their use, but also specialized texts that require the acquisition of translation skills and the correct use of such constructions, the ability to explain professional terms, convey and interpret the content of the article.

Discursive competence, which involves the creation of certain models of communication situations to build professional communication skills is of particular importance in training specialists in different industries. The comparative aspect of integrated learning as part of an interdisciplinary approach can contribute to a more conscious and effective study of a second foreign as well as native language.

Audiovisual technology in the paradigm of higher education: today and tomorrow

Rybakova L.V.
MAI, Moscow, Russia

Integrative and interactive trends in linguistics and linguodidactics are becoming more active and widely used in teaching foreign languages. Intercultural consulting, successive and simultaneous listening levels, dialogue and monologue are provided and presented with a new wave of methods that have emerged with rapidly developing scientific and technological progress. The significance of the audiovisual competency technologies is indicated in the Federal State Educational Standard of Higher Education, finalizing the modernization of the Higher Education Standard of Higher Professional Education and Federal State Educational Standard 3. In the program of continuing education 2019 "Management of the activities of the university", the need to use electronic educational resources in the implementation and in accordance with the requirements of the Federal Law on Education in the Russian Federation is noted. The relevance of this topic is determined by grandiose scale. Infrastructural, technological, digital projects about which the President of the Russian Federation V.V. Putin in his annual address to the Federal Assembly. For their implementation and design, highly qualified, competitive in the world market specialists are needed.

In connection with the tasks set, Russian innovators have adopted audio-visual technologies, using, analyzing and improving the foreign experience of B. Hammersley, D. McKillan, L. Thompson, etc.

Widely used individual and tandem competence. In particular, Artyushina G.G. and Sheypak O.A. called fundamental – podcast.

Domestic scientists give their classification of podcasts for teaching a foreign language. Interesting work of Dugartsyrenova V.A. in which the author gradates them according to status, authorship, legal platform.

Neverova N.V. and Rybakova L.V. think and put into practice information and communication technologies to motivate and optimize the learning process.

Audiovisual technology has firmly entered the paradigm of higher education. However, we must not forget Russian traditional methods and health-saving directions.

Modern development trends of production organization system in high-tech sectors

Ryzbaev R.R.
Financial University, Moscow, Russia

The high-tech production organization system is the interconnection of components and functions of the technological system of division of labor, which is based on the cooperation of various production associations in accordance with the production program for the creation and production of high-tech products.

Under the influence of such factors as globalization, protectionist policies, the increasing importance of companies in developing countries, the increasing complexity of supply chain management, the development of new technologies, the production organization system is in a state of constant transformation.

The analysis of high-tech industries revealed the following trends:

• Integrators of systems and components are faced with growing investment needs. These investments are directed mainly for both organic and inorganic growth. Thus, integrators acquire critical technological competencies for their business.

• Integrator companies continuously search and select the best suppliers whose competencies will enable them to increase the value of their product.

• The digital functions of the product are becoming increasingly important. In this regard, the market is changing the roles of the company. Software developers are becoming increasingly important in creating value for a new product.

• Large corporations increase the level of outsourcing and offshoring, but at the same time retain key competencies. This approach to the organization of production reduces not only the costs of the company, but also the time of development and production. However, due to increased political and country risks, many companies seek to localize the most important competencies.

• The integration of industries contributes to their growth and creates new areas of growth. Operating in different industries companies actively interact with each other. It contributes not only to cost reduction, resource sharing, but also to the acquisition of completely new competencies that can improve the business.

The presented key trends can be attributed to such key elements of the company as cost structure, financing, technology, cooperation.

Any company included in the production organization system has the ability to change the key elements presented, thereby modifying the production organization system.

Educational-career path of the team

Semina A.P.
MAI, Moscow, Russia

Team is a group of people united by common aspirations, having the same motivation and interests. Business does not stand still and dictates new conditions. In modern companies business people think about the synergistic effect in the coordinated work of employees of departments. Each employee takes his position, performs his role and has goals that should coincide with the strategic goals of the organization. The authors of the article talk about the "team market". Under the classical scheme of selection in the market, recruiters can choose one candidate or several candidates who are not familiar with each other. The authors began to think that now there are more opportunities for inviting an entire team to work in the company. There are advantages and disadvantages of moving a team from one company to another. The advantage is that the team is an independent organization, whose

members do not need to spend time getting to know each other and adapting to each other. In the team work is established, everyone performs his role. The disadvantages of team transition are, firstly, a radical change in the work of the organization, which is organized by this team, and, secondly, the adaptation of the team to the company is a complex process associated with financial and time costs.

The educational and career trajectory of the team is the strategy of the team's behavior in the labor market, which includes the full life cycle of the team: formation, operability, functioning, development, reorganization, disbandment.

The term "team" is different from the term "group". Team - a group of people, colleagues, in which each of the team members performs a clearly defined role, complements the others. The team has common goals, aspirations and interests. A team, unlike a group, has certain properties: activity, productivity, purposefulness, self-organization, self-development, self-healing. One of the main properties of the team is the result of teamwork of employees and the result of each of its members.

References:

1. Danakin N. With., Fedotov M.A., shevyryov A.V. Problems and prospects of management of international educational projects // Mission denominations. - 2018. - No. 6 (33). Pp. 665-675.

2. Semina A.P., Fedotova M.A., Tikhonov A.I. personnel Training in modern companies: problems and new directions / / Moscow economic journal. - 2016. - No. 3. - P. 33.

Development of a life cycle cost assessment methodology for civilian helicopter technology

Sikrier A.V., Isaeva S.Yu., Zamkovoy A.A.
MAI, Moscow, Russia

Currently the life cycle cost (LCC) is an important criterion taken into account when deciding to purchase a high-tech product.

Life cycle (LC) – the period of time between the appearance of the general concept of the product and disposal (a particular instance of this product).

LC helicopter technology (HT) on average is 20-30 years and in general can include 4 main stages: the definition of technical requirements and product development; production; operation; write-off and disposal. The task of assessing the LCC of civil helicopter technology (CHT) is quite complex.

Within the framework of the study, several approaches to the methodology of evaluation of the LCC of the product were considered, but it was revealed that they cannot be applied to domestic technology in full.

The aim of the study is to develop a methodology for the assessment of LCC for CHT, taking into account the characteristics peculiar to the Russian market.

Tasks:

• to analyse the existing experience rating LCC CHT;
• to conduct a comparative analysis of competitors of domestic light CHT;
• develop a common methodology for assessing LCC CHT.

Life cycle valuation is the process of economic analysis conducted to determine the value of all or part of the LC product.

It was revealed that one of the most significant stages in terms of cost and duration is the period from the beginning of commissioning of the product. The cost of operation of HT can be estimated both from the point of view of the producer, and the operator. The manufacturer is interested in assessing the operating costs, systematization of data on the cost of operation and detailing the costs of operation by item to be able to estimate the revenues from the service component. In turn, the detailing of operating costs by cost items and the assessment of the economic efficiency of the operated equipment HT, allows the operator to plan their costs for the entire period of operation.

Within the framework of the work, the existing experience of LCC evaluation was analyzed, a comparative analysis of competitors of the domestic light CHT was carried out and a unified methodology for LCC CHT evaluation was developed.

Psychosocial risks of employees of aircraft manufacturing enterprises

Smirnova T.S., Mikhaylov A.A., Kuzminsky A.E.
MAI, Moscow, Russia

Problems of occupational stress are becoming increasingly important for HR managers. A serious impact on the mental and physical well-being of aviation industry employees is exerted by factors of both an external and internal nature. For motivation and job satisfaction, it is necessary to create certain working conditions that reduce the level of psychosocial risks and contribute to improving health and increasing productivity. Psychosocial risks inherent in aviation industry employees can include: monotonous work, the implementation of automated workflows, noise and vibration, static loads, smells, lighting, climatic factors, combined environmental stressors, inter-role and interpersonal conflicts.

To reduce these risks, it is necessary to diagnose on time psychophysiological state of employees and develop personal policy to promote corporate culture formation, improves occupational safety and health, strengthens a healthy climate in the team and increases labor productivity growth by introducing preventive or regulatory measures to eliminate professional risks.

References:

1. Mikhailov A.A., Kuzminsky A.E., Smirnova T.S. The problem of professional stress of workers in industrial enterprises // Moscow Economic Journal No. 8, 2019

2. Mikhailov A.A., Kuzminsky A.E., Smirnova T.S. Assessment of professional competencies of aviation industry workers through the KPI methodology // Economics and Entrepreneurship 2018. No. 6. S.946-949.

3. Mikhailov A.A., Kuzminsky A.E., Smirnova T.S., Perepechkin M.E. Application of the KPI methodology in assessing the professional competencies of workers in the aviation industry // 16th International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2017”. November 20-24, 2017. Moscow. - Printing house "Luxor", 2017. S.641-642.

4. Tikhonov A.I., Vorontsova Yu.V., Mikhailov A.A., Fedotova M.A. Labor economics at the enterprises of the aviation and rocket and space industry: a training manual. - Stavropol: Logos, 2019 . 135 p.

The problem of import substitution products in the Russian Federation defense industry

Surkova E.V., Mitanova A.I.
MAI, Moscow, Russia

Against the background of recent political events and the introduction of sanctions against Russia in 2014, the import substitution strategy aimed at eliminating dependence on outside manufacturers is the most important. Russia's dependence on imported goods is observed not only in the production of raw materials, but also in defense industry products.

Currently, the technology of production lost 36% of the types of materials, which is why in the domestic military equipment foreign element base is 65%. For this reason, the production of the elemental base in Russia – a very costly activity. However, the position of the country's leadership says that Russia should not depend on foreign supplies in the performance of defense contracts, at the same time should not seek to replace all imports immediately. To overcome dependence requires the implementation of an intensive process of import substitution, and this requires a large initial investment, the development of public support tools and controls the whole process. Currently, the Russian government has prepared the 1665 projects on import substitution in 18 industries. Russia already has experience of successful import substitution in the defense industry. In 2018 "Orion" completely replaced components for tank sights, which were previously supplied from France.

Import substitution should be the main objective of economic strategy of Russia at the present stage, the solution of which will lead to the development of domestic production and independence from external manufacturers.

Special events as a basis for effective communication with the airports target audience

Taranenko A.V., Kushvakha K.N.
MAI, Moscow, Russia

The importance of special events for public relations can scarcely be overestimated. They have a positive impact on such areas of a company's activities as developing partnering relationships, encouraging investor relations and government relations, charity and sponsorship, establishing friendly relations with the public, mass media and other organizations and companies, creating and fostering corporate culture, a company's traditions, rituals, etc.

The main functions of the special events include a brand promotion by arranging a memorable event; a long-term sales increase; an impressive product presentation (project presentation, a new product launch); initiating a newsworthy event; forming corporate culture in a company, building a tight-knit team of employees; forming loyal consumer groups.

To attract public attention, PR departments in today's Russian airports often use such methods as distribution of press releases; dissemination of information through social networks; holding contests and quizzes among passengers.

Thus, the Public Relations Department at Sheremetyevo International Airport uses various types of special events. This airport held 18 special events between January and September 2019. In our research, we have singled out 10 types of events such as: exhibitions, contests, awards, Media events, ceremonies, holidays, events for socially disadvantaged groups of people, for the airport employees, for the passengers, for believers.

To sum it up, the airport actively works with the target groups by organizing for them various special events on a regular basis. All of the above special events held by the Sheremetyevo Airport Public Relations Department have drawn attention of the visitors, passengers and the airport employees, as well as that of the mass media, increasing thereby the loyalty of the target audience and the general public to the company, creating a positive and memorable image of the airport as a company which cares about its customers' comfort and convenience, as well as its visitors' and passengers' leisure-time activities.

Such events are highly beneficial for organizations and companies since they are one of the most effective tools of PR-promotion the results of which are actually measurable and can substantially change communication area around a company and its activities.

Assessment of key factors influencing the dynamics of production in the aerospace industry of Russia

Tinkov S.A.
MAI, Moscow, Russia

According to a new report by Teal Group and Aerodynamic Advisory, the volume of production in the global aerospace industry at the end of 2017 amounted to $ 838 billion. The Leader is the USA aerospace industry, it accounts for 49%.This share increased due to the growth of orders for Lockheed Martin F-35 Lightning II and Boeing 787 Dreamliner.

Airbus and Dassault Aviation, which are among the largest manufacturers, allowed France to take second place (8% of global production).

The third place in the global aerospace industry (6% of world production) was taken by Chinese companies, which steadily gained momentum in previous years. The country also had the largest trade deficit in aerospace.

According to the results of 2017, Russia ranked 6th (3%) in the world ranking of aerospace production. It should be noted that in 2017, the aerospace industry showed growth of 8.9%, which was observed in the previous three years. At the same time, in 2018, according to OKVED2, the production of aircraft and related equipment in Russia decreased by 13.5%. Statistical data for January-August 2019 indicate a negative dynamics in the industry (assessment of production indicators in relation to the same months of 2018, a decline of almost 50%).

Determination of the factors influencing such dynamics, construction of their harmonious structure is an actual direction of researches. Factors affecting the dynamics of production in the aerospace industry can initially be grouped into external and internal. Understanding the mechanism of

influence of factors allows to develop effective directions of development of this sector of the industry.

Organizational competitiveness factors aircraft engine enterprises

Tikhonov A.I.
MAI, Moscow, Russia

The competitiveness of aircraft engines depends on the environmental response: the more competitive advantages an enterprise has, the more opportunities there are for successful operations in the markets. Competitive advantages are formed in the internal organizational environment, which requires the emergence of new approaches to the organization of production and management. The creation of mechanisms for intraorganizational interaction contributes to the efficient use of production processes, increase labor productivity, reduce costs and make the best use of market opportunities. Five components of competitiveness are distinguished: economic, commercial, technical, legal and image-building. The internal environment is a source of strength for the organization, embodying the potential that makes it possible to function and develop. Ignoring the fact that from the level of intraorganizational interaction leads to the fact that the internal environment becomes a source of problems and a decrease in efficiency and competitiveness.

We are lagging behind the world level in the technological development of the research, design and manufacturing sectors. The lack of strategic management systems and financial management has led to the fact that total costs reach 30% of the cost of production. The problem is the complete lack of methods and tools for managing the sustainability of the development of aircraft manufacturing enterprises in an unstable environment. Under conditions of high uncertainty, the search for effective methods of analysis and assessment of the environment is becoming increasingly important for stable and coordinated development. To ensure the competitiveness of production, it is necessary to determine the main tasks that require a comprehensive solution:

1. Creation of scientific and technical groundwork for critical technologies.
2. Improving and import substitution of technical means in order to ensure the information sovereignty of the industry.
3. Modernization of the structure based on the implementation of the full production cycle.
4. Creation of high-tech production of import-substituting products based on increasing the efficiency of intraorganizational interaction.

References:

1. Kraev V.M., Tikhonov A.I. Ways to increase the competitiveness of aircraft engine manufacturing enterprises // Monograph-Stavropol: LOGOS-2019. – 202 p.

Organizational and economic mechanisms for ensuring the sustainability of aviation enterprises

Tikhonova S.V., Kalachanov V.D.
MAI, Moscow, Russia

For the successful development of manufacturing enterprises of the United Aircraft Corporation (UAC), it is necessary to develop effective organizational and economic mechanisms to enable them to change the concept of adaptation to modern market conditions to effective modern management. Such a transition is possible due to the intensification of innovative activity of the entire aviation industry. For optimal allocation of resources, it is necessary to optimize the budgeting system of enterprises. It is proposed to modernize the controlling system, which allows for a fairly stable operation of enterprises. Traditional management control tools are imperfect because they do not provide feedback from a rapidly changing business environment to production. Currently, a big problem is also the lack of specific information or its unreliability for the objectivity of management decisions. The economic analysis revealed a number of new opportunities for creating a fundamentally new management mechanism that provides high-quality monitoring of indicators characterizing the financial and economic stability of the organization. It seems advisable to develop a specific algorithm that, without complex informational and analytical calculations, would make effective preventive management decisions that would ensure the stable functioning of enterprises

over time, taking into account their innovative activity. The most suitable tool for influencing the financial stability of an enterprise is a balanced scorecard, which is an integrated management system and translates the strategy and tactics of actions into a specific set of interconnected quantitative and qualitative indicators. The widespread introduction of a management mechanism will help make UAC production organizations more efficient and manageable in carrying out their core business.

Sports work of Moscow Aviation Institute in the system of student socialization

Tokareva E.M.
MAI, Moscow, Russia

Sport and physical culture in Russia, representing a special type of interaction, social actors and an important component of human life, is reflected in social activity and is a form of free time use. Sport for social actors is included in the system of sociocultural values of an individual, an active subject of sociocultural life. This activity affects the development of personality in the choice of ways of self-determination and self-affirmation. Sport include a wide range of activities implemented in all social spheres of the Russian. In sports, the state, education, family, and other involved in the function of socialization are involved. Attention is paid to the development of sports by the Russian authorities. At the VIII International Forum "Russia – a Sports Power", held in N. Novgorod 10.10. In 2019, V.V. Putin proposed to stimulate athletes, introduce the rates of sports instructors in the staffing table of collectives and municipalities. PE and sports – “Not a norm of life, but a vital necessity!” Said the President. Sport and PE are considered factors contributing to the development of personality, familiarization with the culture of Russian athletes. Universities play a significant role in the development of students' personalities. And MAI is the vanguard, attracting students to participate in sports and PE. MAI is an unchanged participant in Moscow Universiades, a medalist of student games at the SAO of Moscow, a medalist of Moscow student sports games among universities of the 1st group and the absolute standings. MAI athletes participate in 50 types of programs of the Moscow Student Sports Games of Moscow Sports and MRO RCCC. Among them – more than sixty Olympic champions, world and European champions. Rowing, basketball, volleyball, handball, rugby, tourism and individual athletes became champions of the USSR, Russia, winners of international, Russian, Moscow competitions. And the sports activities of our institute are actively developing.

References:

1. Babanov I.V. Sport as a factor of socialization, features and mechanisms. Bulletin of the Russian State Humanitarian University. Series Philosophy, Sociology, Art. M., 2014.
2. Meleshkova N.A., Grigoryeva S.A., Musokhranov A.Yu. The values of physical culture as a factor in the formation of general cultural competencies // Prospects of science. 2014. No. 11.
3. https://www.1tv.ru/news/issue/2019-10-11/21:00#1.
4. mai.ru ›content / people /? ID = 7968 & PAGEN_7 = 3

Peculiarities of flight personnel training in using English aviation terminology

Trembach T.G.
MAI, Moscow, Russia

The professions of pilots, navigators, controllers and other professions in the aviation sphere belong to the group of communicative activities, whose representatives are not able to carry out their duties properly without the ability to conduct clear communication with the necessary personnel in a given situation to make a competent decision. The issue of quality and efficiency of communication is particularly acute for aviators working in the field of international transportation, where the probability of incorrect interpretations of instructions in a foreign language can lead to incorrect actions or errors in the implementation of the received commands or instructions. The consequences of misunderstanding can be very sad and heavy.

The age of globalization has affected all spheres of the world community and aviation is not an exception. The aircrew of both military and civil aviation have to participate in peace-loving and charitable activities, deliver goods with essential products to the population in disasters caused by natural forces and evacuate and carry people not only in their own country but also in other states.

The article considers the need of mastering professional language not only in the native language, but also in English for high-level aviation specialists. Language knowledge in a contemporary world is considered as an important component of increasing professionalism and professional competence. Some examples of a set of standard phrases that are used in communications between the aircrew and employees of the support services are given.

Features of professional and public accreditation of additional professional programs in the field of personnel management

[1]Fedotova M.A., [2]Konovalova O.V.
[1]MAI, [2]Financial University, Moscow, Russia
Moscow

Today, there are different standards for accreditation of educational programs. At the moment, the task is to strengthen control in this market. In this regard, the decision of the Council on professional qualifications in the field of personnel management approved the regulations for professional and public accreditation (POA) of educational programs in the field of personnel management and started testing the project on programs of additional professional education (DPO).

The examination is based on seven criteria, which are expressed in twenty indicators for the evaluation of additional education programs. The study of accreditation procedures identified issues for further study, including:

1. Term of use of information for examination. Current solution: use information from the last three years or from the beginning of the program. Question: extension of time if necessary.
2. Cost of independent assessment of qualifications for accredited programs. Current solution: practice is being developed. Question: how can the cost of the program be reduced or taken into account?
3. In a number of situations, additional special examination of modules/disciplines may be required (when conducting a check on the criterion of compliance with the declared labor functions/actions, competencies and learning outcomes). Current solution: there is no practice. Question: form and procedures for attracting additional experts or obtaining additional expertise on controversial and / or specific issues.
4. List of documents to request from the accredited program. Current solution: information requested by the expert group. Question: approval of the list of necessary documents and forms of references for DPO.
5. Conclusion about the POA when changing the content of the program. Current solution: there is no practice. Question: within what limits does the expert opinion remain unchanged.
6. Deviation of one or more indicators from the threshold value by 10-15 %. Current solution: there is no practice. Question: how acceptable/critical for some indicators.
7. Additional opportunities to use the results of the POA. Current solution: there is no practice. Question: formation of ratings of DPO programs.
8. Composition of the expert group. Current solution: consideration of mandatory requirements for the procedure. Question: allocation of expert classes depending on the specifics of the programs.

Innovation as a tool to improve the performance of aerospace enterprises

Fedulov V.I.
MAI, Moscow, Russia

One of the main criteria for assessing the effectiveness of any socio-economic system is the analysis of its response to changes in the external environment and the conditions of the production process. A system characterized by functional flexibility, a high level of strategic planning and organizational management, as well as a significant potential and capable of realizing this potential, usually responds to an external challenge by a conditionally positive reaction, which results in the optimization of economic activity and the achievement of the specified growth rate.

The theoretical foundations of innovative economics - or knowledge economics - arose at the beginning of the twentieth century, but it was at the beginning of the twenty-first century, at the turn of the millennium, under the influence of a number of defining trends, especially rapid scientific and

technological progress, that the importance of the above-mentioned type became key in shaping the relevant directions of economic activity.

Today innovation is the most important factor affecting the level of competitiveness of the organization, both in the domestic and in the world market. A clear positive sign of such activity was the interest of all economic agents in it.

The complex and multifaceted linear-functional structure of aerospace enterprises poses a difficult task to choose an effective strategy for innovative development. The formation of such a strategy is usually based on the need to create a qualitative criterion model for the analysis of innovation activities of a particular enterprise, the basis of which may be average indicators for the economic industry as a whole, indicators for the past period, projected results, as well as comparable values for competing organizations.

The movement, renewal and transformation of intellectual capital is a continuous process that is characterized by quality dynamics and needs constant coordination from the manager

Difficulties in translating complex aerospace terms from German into Russian

Fedulova A.N.
MAI, Moscow, Russia

At present, in the modern German language, two trends in the formation of new words are clearly represented: abbreviations and abbreviations, on the one hand, and compound words, on the other. Compound words have always been a characteristic feature of the German language, conveying its specificity, beauty, conciseness and logic. The combination of several roots (from one to seven or even more, for example Rindfleischetikettierungsüberwachungsaufgabenübertragungsgesetz) into one complex word not only amazes the imagination, but also creates certain difficulties in pronunciation for learners of the German language, and, especially, is a difficult task for translators. Of course, modern German is no exception, and, due to worldwide informatization, globalization and accelerated pace of life, it also strives for language savings by replacing complex words with abbreviations or abbreviations, for example, RflEttÜAÜG for the above title of the “Law on Transfer of Labeling Control Responsibilities beef. " When discussing the feasibility of using SUVs when moving around the city, the Germans today use the abbreviation SUV, replacing it with the previously used complex words Personenkraftwagen, Geländewagen.

The most relevant topic in Germany is currently environmental protection. First of all, the emphasis is on reducing carbon dioxide emissions into the atmosphere by air and motor vehicles. Switching to alternative energy sources, switching to electric mobility, starting from electric scooters to electric cars, water and air electric taxis, and even electric planes. create new complex words in the language that are not yet fixed in the dictionaries. So, according to the dictionary duden.de, compound words are already included in the dictionary, having the first part of the abbreviation from Elektro – E-Mobilität and E-Auto. However, the words E-Flugzeug, E-Taxi, E-Scooter have not yet been found in the dictionary.

The tasks of this work included the search for complex words – technical terms, both new and already fixed in the dictionaries, as well as a comparative analysis of the options for translating these terms from German into Russian using online translators and online dictionaries.

Career guidance of youth for the formation of the personnel potential of the aerospace industry

[1]Frolov V.P., [1]Obrucheva E.V., [2]Prokhorova V.S.
[1]RPE "Kvant", [2]MAI, Moscow, Russia

The head of Roscosmos Dmitry Rogozin said about personnel problems and waste of design potential in the industry, noting that it is necessary to educate a new generation of engineers and designers.

JSC RPE “Kvant”, as many enterprises in the rocket and space industry, was faced with the problem of a lack of young personnel to maintain potential and further development. Within the framework of the created system for the development of the personnel potential of the enterprise, issues of

professional orientation of youth, as part of the general professional training of young employees, are of paramount importance for the enterprise.

The President of the Russian Federation called for the development of career guidance for students since school [2]. For several years, a standard set of career guidance praktices for schoolchildren was used in separate units of JSC RPE "Kvant": a presentation about the enterprise, a museum exposition, and an excursion to the production line.

At the present time the format of career guidance measures is expanding and the joint participation of not only enterprises and schools, but also universities, which are educational institutions and their training areas, are in demand at the enterprise.

The program of events includes a conference of schoolchildren and students, aimed at enhancing interest in the enterprise among the young generation and giving students at schools and universities the opportunity to prove themselves in a professional environment.

The aim of the conference is to identify talented and interested students.

Positive experience in organization end-to-end career guidance was obtained at JSC RPE “Kvant” with the participation of MAI students.

References:

1. Rogozin spoke about personnel problems in the space industry // RIA NOVOSTI URL: https://ria.ru/20190210/1550655593.html (date: 16.10.2019).

2. The President of the Russian Federation called for the development of career guidance for students from school // TASS URL: https://tass.ru/obschestvo/1907869 (date: 16.10.2019).

Features of the interaction of HR and PR departments to build an employer brand

[1]Khromova S.A., [2]Shevyrev A.V.

[1]MAI, [2]MAEP, Moscow, Russia

Development trends of the modern labor market indicate an increasing need for closer interaction between HR and PR in order to attract the best specialists and build a strong brand of the employer of the company. The labor market is gradually evolving, and even in Russia it is already beginning to move away from the dominance of the employer to the struggle for applicants, including by building their own HR brand and using marketing ideas and tools for this. Modern companies need to be fully equipped - to combine marketing, PR and HR strategies for volumetric and effective building and maintaining their brands as employers and finding new attractive ideas and ways of interacting with potential employees.

With the advent of a new task in the form of attracting and retaining specialists from a new, atypical generation Y, it becomes obvious that the sphere of interaction between PR, HR and marketing is expanding. One of the hallmarks of Generation Y is: Internet activity, preferences for online activities, and trust not in advertising, but in real user experience. From this we can conclude that for the Y-generation, one of the key facets of forming an employer’s brand will be real reviews of your current employees on social media, their images and positioning. Thus, we need new tools to create a specific image of the company through our employees and the development of new technologies for this, which most urgently raises the question of the need to establish HR and PR cooperation in this area. Communication strategies, tools, emphasis and steps for each company will be unique, but in general, the following activities will be required:

1) Distribution of HR and PR functions in HR brand management.

2) Monitoring the current activity of employees regarding work in the company. Monitoring competitors.

3) Surveys of employees about attractive and unattractive aspects of work in the company.

4) HR brand congruency analysis, identification of reality positioning discrepancies.

5) Search for measures, events and emphasis to improve the real experience of employees.

6) Activities and accents that will increase positive reviews and encourage employees to write about their work in a positive way.

7) Exit interviews and minimization of negativity from former employees.

Independent work as a necessary condition for the development of student autonomy within the discipline "Foreign language" in a technical University

Chalova O.A.
MAI, Moscow, Russia

In the conditions of modern dynamically developing society specialists of almost all branches of knowledge feel the need to speak a foreign language. It is objectively a public value, because today, more than ever, it is necessary that specialists who have graduated from universities, speak foreign languages.

In the course "Foreign language" for non-linguistic universities it is proposed to provide for the purposeful formation of students' self-learning skills as a task no less important than teaching a foreign language as such. To set students on self-study, the organization of the activity and eventually on self-control.

To identify and analyze what skills are formed in first-year students, a survey was conducted, which showed that not every first-year student is able to fully master the program in a foreign language for a limited number of hours.

Independent work in a non-linguistic University plays an important role in mastering a foreign language, is an integral part of the educational process and is aimed at: acquiring a certain level of foreign language communicative competence; mastering the technique of Autonomous learning to maintain and improve the achieved level of foreign language proficiency.

In the real educational process in a foreign language, the acquisition of foreign language communicative competence and the development of abilities necessary to independently acquire knowledge occurs simultaneously. Practice shows that many first-year students are not ready for extracurricular independent work in a foreign language, i.e. do not possess sufficient educational skills.

According to students, the problem of organizing independent work should be solved by teachers. Students are not sufficiently aware of the importance and importance of independent work, and most importantly do not know how to independently plan and take responsibility for the process and outcome of learning.

Summarizing the above, it should be noted that self-learning a foreign language has a practical orientation and with proper and competent organization should bring the desired and guaranteed results. The teacher should direct students to acquire knowledge, to the ways of their independent production throughout the academic year.

Application of lean production tools to improve the activities of the department of NIRS MAI

Chernikova E.A.
MAI, Moscow, Russia

The practice of using the principles and methods of lean manufacturing has proven itself both in the manufacturing and services sectors. The effectiveness of the application of lean manufacturing tools in the activities of the Department of Scientific Research Students (Department of Research) of the Moscow Aviation Institute (MAI) is considered.

• The research work of students (NIRS) is a set of activities aimed at students mastering in the learning process according to the curriculum and beyond them methods, techniques and skills for performing research work, development of abilities for scientific and technical creativity. One of the main functions of the Department of SRWS is the organization of research activities of students of the Moscow Aviation Institute

• The effectiveness of the implementation of lean production in the activities of the Department of NIRS is to reduce losses associated with downtime in the movement of documents, the presence of overproduction and excessive body movements. Lean manufacturing also contributes to increased labor productivity.

• Losses associated with waiting arise from delays in obtaining information, dependence on other employees and problems with performing related tasks by other departments. This type of loss is due to the fact that the work may be lost, not processed on time due to the absence of the employee at the workplace or his workload.

When using lean manufacturing tools, the percentage of job loss due to carelessness is reduced, as there are no extra items and everything is in place. A properly organized workplace can increase employee commitment by 5-15%.

• Losses associated with the movement of documents consist of losses associated with the interruption of the manual transfer of documents. The implementation of electronic document management can save from 90 to 180 minutes of working time per day.

Losses associated with excess supplies supplies are calculated as cash losses for orders of too large, unused quantities of materials. The planned percentage reduction in the order of office supplies is 40%.

• These events have a positive impact on the entire work of the department. And the department's work on the entire system of students 'research work both at the institute and in the country. One of the main goals of this system is to improve the quality of education, which is determined by the skills of a young specialist.

Analysis of mastering the discipline "Foreign Language" in Moscow Aviation Institute

Chuksina O.V., Korotaeva I.E.
MAI, Moscow, Russia

Regardless of the students' initial English level, a university course should not repeat the school curriculum. The goal of teaching English in technical university is learning a foreign language for professional, academic goals and business communication. Textbooks are being developed to correspond to the prevailing learning needs.

As a rule, students of technical universities do not speak fluent English, although they had been learning a foreign language at school for years. The results of the survey conducted in 2018 at the Department of Foreign Languages for Aerospace Specialties confirm this situation and characterize students' motivation to learn a foreign language in professional communication.

The survey involved 462 students of the first, second and third year of Moscow Aviation Institute. Thus, according to the data the level of English is sufficient to meet the program requirements. However, almost a third of the students have a quite low level, which does not change with the course.

Students ranked the language aspects according to the complexity. Most students have a receptive command of language.

Beginner – 12.1%
Elementary – 16.9%
Pre-Intermediate – 28.8%
Intermediate – 26.8%
Upper-Intermediate – 11.3%

As a rule, the command of a foreign language is mostly receptive, it is achieved in the level of understanding. Students ranked the language aspects according to complexity, speaking is considered the most difficult.

Reading – 12.6%
Writing – 30.1%
Speaking – 47%
Listening – 42.4%
Vocabulary and grammar – 55.6%.

As for the motivation to learn a foreign language, the following ratio was revealed.

General English – 64.7%
Aviation English – 45%
Business English – 24.5%
Academic English – 19.9%

The survey results showed that most students are satisfied with the quality of language training at the university. The students asked to form groups in accordance with the English level and apply an individual approach to students. At the same time, students are interested in improving speaking practice in the aviation sector and for studying abroad.

In conclusion, we note that the task to increase the level of students' foreign language proficiency in aviation context remains relevant.

The influence of the modern information technologies on students' motivation at the English language classes

Sheypak O.A., Artyushina G.G., Zhurbenko N.L.
MAI, Moscow, Russia

Information technologies (IT) have become a natural component of modern life. All spheres of human life have been drawn into computing. Students studying at our department now by 2025 will become 75% of employees on the labor market and they will be retied only in 2055-2060. This generation is the so-called millennial, deeply involved in digital technologies. That is why these 17-25 year students consider any process strange and unnatural if it does not use information technologies. We believe that today we do not use IT as a way of communication between "a teacher – a pupil" but we are sure that IT has become an actual necessity to change the content of higher education.

The purpose of our study is to reveal the influence of IT on students' motivation studying professionally oriented English, and subsequent changes in the content of the educational process with the help of motivating information technologies, which can be used to master different modes of speaking activity.

The analysis of information technologies used in the educational process has allowed us to highlight two technologies that are actual for professionally oriented English daily using and for the development skills in different speaking activities, and at the same time, they could motivate students. These technologies are machine translation and podcasting. We have developed methods of using these technologies at English language classes and introduced them in pedagogical practice. In the course of experimental training the students' motivation to master professionally oriented English has been estimated. The students have shared with their vision of the new training process in questionnaires and interviews. To analyze accumulated data we have used standard statistical methods of data processing and self-esteem.

References:

1. Chalova O.A. (2019). Formation of linguistic and cultural competence in the process of professional training of future engineers by means of the foreign language. World of Science. Pedagogy and psychology, [online] 1(7). Available at: https://mir-nauki.com/PDF/90PDMN119.pdf (in Russian).

2. Rybakova L.V., Neverova N.V., Belyakova V.V., Ivanova G.A. Audiovisual technologies of studying professionally-oriented English of specialists of technical universities. // M., Modern pedagogical education. 2019 No. 1. P. 74-75.

Improving the efficiency of the laboratory of physical and mechanical tests of the center for research and testing of materials in UEC-Saturn by preparing the laboratory according to GOST ISO/IEC-17025

Shiryaev E.A., Zavodov S.A., Kovalenko E.V.
UEC-Saturn, Rybinsk, Russia

At the time of launch of a project aimed at reducing the time of research and certification used and re-designed materials, reduction of material costs for conducting qualification papers by 30%, research Center for research and testing of materials in UEC-Saturn could not provide results, obtained for physical and mechanical properties of materials to third parties before receiving an accreditation, as it didn't have conclusion of the accrediting body for the right to conduct testing for standard and non-standard methods and techniques, developed in the laboratory of physical and mechanical testing of the Center for research and testing of materials in UEC-Saturn. This entailed a need to confirm the properties of the materials, obtained in an accredited organization with repeated tests with the corresponding additional financial costs and significant time losses.

Also, before the project implementation, additional high-level requirements were put forward: to reduce the volume of research in third-party accredited organizations by 40%, to reduce the volume

of re-manufactured samples by 40%, as a consequence, to reduce the financial costs, associated with repeated testing of materials, and to achieve a significant reduction in time costs, affecting the introduction of promising materials into the production cycle.

During the implementation of the project, various options for achieving of goals were considered: self-accreditation, search for alternative laboratories (outsourcing) and change of logistics in the movement of samples for physical and mechanical tests. At the detailed analysis of all listed variants of realization of goals, the optimum variant, which will correspond to all declared requirements, was chosen.

For a comprehensive view of the interaction, laboratory of the Centre for research and materials testing in UEC-Saturn with departments and with external organizations has been built the scheme of interaction, which helped to identify bottlenecks, that affect the time and cost of carrying out certification work.

Additionally, for successful implementation of the project, analysis of risks was carried out, influencing on work performances, connected with work-related goals; corrective actions were developed to minimize an impact of identified risks, during the analysis phase of the project.

The amateur radio movement of AmSU as an element of information and telecommunication technologies in the formation of professional competencies among students

Yurina V.Y., Lebedev G.A., Frolova N.A.
AmSu, Blagoveshchensk, Russia

Amur State University provides training in the areas of training "Missile Systems and Cosmonautics" and the specialty "Design, Production and Operation of Missiles and Rocket and Space Systems". An important link in the formation of professional competencies of students in these areas is amateur radio movement, the main function of which is to participate in radio transmission and reception of signals, in order to improve one's own skills, establish mutual contacts and conduct technical research from a scientific and communicative point of view. The amateur radio movement is implemented by the Amur Flight Control Center (ATSUP), which is a scientific and educational unit of the Engineering Physics Department of AmSU. The main tasks solved in the ATSUP include: the organization of communication on a radio line in the range of certain frequencies allocated by international regulations; the formation of command and program information and its transmission to the onboard equipment of the spacecraft; processing, systematization and interpretation of information received; receiving, storing and transmitting messages between flight control centers involved in the management of small spacecraft; performance of research work in the field of space analog and digital communications, etc.

Additional performance indicators of the ATSUP are regular broadcasts with cosmonauts of the International Space Station (ISS). ATSUP has won a large number of diplomas obtained at national and international competitions in radio communications with the regions of the world community, which indicates a high level of training of students starting their journey in information and communication technologies of world scale. Among the most significant students of the events held at the ATSUP is also participation in the experiments of the ARISS team (Amateur Radio on the International Space Station), when transmitting images from the ISS.

Thus, the considered main aspects of the amateur radio movement of AmSU from the point of view of regional and international interaction through amateur radio communication demonstrate the possibility of building professional competencies among students of the Engineering Physics Department in the learning process and fixing them from a theoretical and practical point of view.

The quality of teaching foreign languages

Yarimaka V.V.
MAI, Moscow, Russia

Quality concerns the whole spectrum of our life and is widely used in any sphere of our activity, describing characteristics of products, machines, systems, as well as our life, free time and education system. In our everyday life we take quality for granted. We know quality when we experience it,

but describing and explaining it is a difficult task. Quality is what makes the difference between things being excellent or common ones. Quality makes the difference between success and failure.

The notion of quality is socially and culturally marked and is not understood by all people in the same way. Quality is also subjective in the way that one person's idea of quality often conflicts with another and there are no two people coming to the same conclusion when describing what makes excellent education or what are the sources of quality in education.

The aim of this paper is to analyze class activities, defining the candidates for successful and effective teaching-learning process. The role of a teacher in the classroom is to provide quality through programmes and teaching methods.

To understand the teaching-learning process better it is suggested to analyze the class activity as a communication process – the exchange of information, ideas and emotions using the written or spoken word, a cognition process – the field of science explaining how people learn and a managerial psychology process, which explains how to deal with a person or a group of people.

Quality in teaching and learning should be seen as a never-ending process in development and be active. Quality education implies success, progress and efficiency and is characterized by a level of achievement, achieved by the students during some period of time. An evaluation progress system should be developed for defining student's achievements, which can help to control and correct the students' progress.

Index

A

Abdulin R.R. 471
Adomavichyute M.E. 344
Adusheva K.I. 559, 572
Afanasiev V.A. 378
Afonina O.A. 561
Ageev M.N. 580
Akhmetova E.R. 459
Akhmetzhanov P.V. 357
Akimenko V.R. 330
Akimov V.N. 440
Aldoshkina E.P. 559
Alekhina O.A. 547
Aleksandrov M.N. 546
Aleksandrova S.S. 478, 495, 531
Aleksandrova S.V. 395, 546
Alekseenkov A.S. 460
Alekseev V.A. 442
Alekseeva P.A. 546
Alendar A.D. 355, 365
Aleshin B.S. 408
Alessandro Airoldi 511
Alpatov I.V. 369
Aminova F.E. 392
Ananyev A.V. 472
Andreychuk P.O. 435
Androsovich I.V. 356
Anisimova A.S. 483
Antipov A.A. 479
Antonov V.A. 456
Anurova O.M. 548
Arakcheev D.V. 435
Ardatov K.V. 356
Arefiev N.O. 362
Arkhipov A.N. 381, 390
Armashova-Telnik G.S. 393
Armyaninov A.A. 366
Aronov D.I. 330
Artamonov B.L. 331, 345
Artemchyk N.V. 362, 367
Artemov N.S. 394
Artyushchik V.D. 548
Artyushina G.G. 595
Aruvelli S.V. 331
Aslanov A.R. 387
Astapov A.N. 512
Aung K.M. 357
Aung M.M. 455
Avdeev. I.M. 540
Avdyushkin A.N. 478
Avruckii V.V. 512

B

Babaevsky P.G. 534, 539
Babayevsky P.G. 539
Babaytsev A.V. 541
Babin S.V. 513
Badanov N.A. 477
Baev A.B. 432
Baktybekov K.S. 419
Bakulin V.N. 360, 365, 435
Balyk V.M. 436, 437
Balykleyskiy F.V. 424
Bankozhitenko E.V. 549
Barabanov A.V. 332
Bardin B.S. 478, 479
Barmenkov E.Yu. 549, 551
Barsegyan O.S. 479
Basova A.N. 540
Basova V.P. 550
Batenin I.A. 382
Baykov A.V. 384
Baykov S.V. 399
Beklemishchev F.S. 460, 473
Beklemishev N.N. 530
Bekrenev N.V. 520
Belelyubskii B.F. 358
Belichenko M.V. 480, 502
Belozerova I.N. 436
Belyaeva N.V. 358
Belyavsky A.E. 437, 438
Berezko M.E. 480
Besobrazova E.A. 569
Birlov I.A. 332
Biryukov V.I. 373
Blyakharsky S.S. 359
Blyakharsky Y.S. 359
Bobe L.S. 435, 448, 452
Bogatyi A.V. 357
Bogdanov V.N. 359
Boikov A.A. 514
Boldyrev A.V. 497
Bolshakov V.V. 460
Borcshev N.O. 438
Borisenko I.V. 360
Borisov M.V. 451, 460
Borisova E.V. 549, 551
Borodin I.D. 437
Borovik I.A. 382
Borovik I.N. 360, 383
Borovikov D.A. 360, 361, 369
Borschev N.O. 437
Borzov V.I. 551
Botalov M.O. 476
Boytsov A.G. 528
Brekhov O.M. 394, 422
Britvin N.V. 424
Bubnov V.V. 552
Budkov A.S. 461
Budnik A.A. 476
Budzko V.I. 430
Bulychov S.N. 516
Buntov M.Y. 333
Burdin S.S. 556
Burdina A.A. 556
Burdina E.S. 578
Burkhanov G.S. 358
Burlachenko A.G. 514
Burov A.A. 492
Bushuev S.V. 376
Buyakova S.P. 514
Bychkov N.G. 512
Bykadorov A.N. 515
Bykov L.V. 362

C

Cao X.X. 392
Chalova O.A. 593
Chekin A.M. 507
Chekin A.Y. 353

Chekina E.A. 507
Chelnokov Yu.N. 493
Chelyshev A.A. 505
Chen Bolun 390
Cherkasova M.V. 355
Chernenok D.V. 523
Chernikova E.A. 593
Chernikova E.B. 422
Chernomorsky A.I. 408
Chernova T.A. 483
Chernozhukova A.A. 508
Chertykovtseva V.O. 526, 536
Cherygova E.E. 497
Chufirin V.A. 462
Chuksina O.V. 594
Chumakova E.V. 509
Chvertkin A.G. 476

D

Danilevskiy A.A. 459
Danilov E.A. 532
Davydenko L.V. 518
Davydov A.D. 555
Davydov A.V. 366, 380
Davydov S.A. 484
Dembitsky N.L. 396, 413
Demidov A.S. 500
Denisova I.P. 485
Denisova V.S. 518
Diachenko S.A. 462, 465, 466
Diakonov G.A. 376
Dianova E.V. 556
Diesperov N.V. 485
Dingyi Pan 329
Dmitrieva N.S. 397
Doan Q.K. 337
Dobychina E.M. 428
Dolgaya D.A. 582
Domjan R. 29, 347
Dormidontov N.E. 367
Dovgun E.A. 356
Dubinina N.M. 552
Dubinskii M.O. 556
Dubravin Yu.A. 479
Dubrovko A.Yu. 433
Dudina D.A. 407
Dunich E.A. 464
Dzgoev T.R. 366

E

Efimov A.G. 428
Efimov E.N. 427
Efimova N.S. 399
Efremov A.V. 329, 338
Efremov E.V. 329
Egorov A.V. 486
Egorova E.K. 409, 418
Egorova Y.B. 518
Elakov A.B. 368
Eliseev A.N. 452
Elkin A.S. 487
Eremin A.G. 374
Ermakov I.S. 487
Ermakova N.O. 476
Ermakova O.V. 557, 573
Ermokhin E.A. 398
Erofeev T.S 379
Eropkin A.M. 558, 559, 572
Eruslankin S.A. 441
Evkov A.P. 397
Evstratov S.V. 437
Ezhov A.D. 362, 367

F

Farmakovskaya A.A. 385
Fedorov A.V. 420
Fedorov M.Y. 500
Fedoseev G.A. 452
Fedoseev S.Y. 386
Fedotova M.A. 590
Fedulov V.I. 590
Fedulova A.N. 591
Fertikov A.O. 387
Fetisov A.G. 447
Firsanov V.V. 333, 337, 352, 529
Firsov V.P. 387
Firsyuk S.O. 445
Fochenkov A.I. 476
Fomin I.A. 540
Frolov A.A. 388
Frolov V.P. 591
Frolova N.A. 596

G

Galeev S.I. 481
Galikhanov N.K. 462
Galkin E.V. 516, 531
Galkin V.I. 531
Galkina E.E. 561
Gamburg P.A. 334
Garduno Rodriguez Aaron 439
Gareyev A.R. 532
Garnov S.S. 558
Gavrilov K.Yu. 429
Gavrish O.N. 485
Gavva L.M. 333, 491
Gdansky N.I. 476
Gebhardt N. 24, 343
Gecha V.Ya. 522
Gemranova E.A. 363
Ginzburg I.B. 426, 434
Gladun A.V. 482
Glazkov V.S. 334
Glukhovskoi E.S. 363
Glushankova V.I. 463
Golov R.S. 554
Golovanov K.S. 426
Golovin A.S. 364
Goncharenko V.I. 472
Gorbachev S.I. 482, 516
Gorbunov M.S. 483
Gordeev S.V. 364
Gordeeva M.I. 517
Gorelov A.O. 395
Gorelov B.A. 555
Gorkova N.V. 554
Gorlov V.M. 335
Goryainov A.V. 483
Goryainov D.V. 517, 528
Goryunov R.V. 463
Grach P.A. 560
Gracheva E.I. 575
Grigoriev V.G. 498
Grigoryan A.K. 425
Grishaeva S.A. 554
Grishanina T.V. 501
Grishin V.M. 396
Grishin Yu.A. 360, 365
Grunin A.N. 355, 365
Grushin I.A. 534
Gryzin S.V. 440

Guangjiong Chen 329
Gubernatorov K.N. 353
Gurkina E.D. 544
Gusarkin S.N. 335
Guschina O.A. 427
Gusejnov A.B. 444
Gusev S.A. 561
Guskov M.A. 459
Gvozdeva O.N. 537
Gvozdkova Y.D. 482
Gyulmagomedov N.H. 440

H

Hoang Vu Tan 420

I

Iakovets M.A. 370
Ied Kaiss 338
Ignatkin Yu.M. 334, 344, 346, 353
Ignatov N.A. 402
Igonin D.M. 521
Iliashenko D.M. 466
Ilin S.S. 369
Ilinskaya O.I. 369
Ilyashenko D.M. 465
Ilyasov R.I. 416
Ionov A.V. 361, 369, 382
Ipatov M.S. 370
Irgaleev I.H. 338
Isaev N.A. 560
Isaeva S.Yu. 585
Ivakin M.V. 468
Ivanenko V.V. 442, 456
Ivanov A.E. 530
Ivanov A.S. 466
Ivanov I.G. 372
Ivanov N.A. 521
Ivanov S.V. 490
Ivchin V.A. 349
Ivlev N.A. 442
Izotov A.A. 491

K

Kabanov A.S. 561
Kachaikina E.S. 523
Kaibeleva V.R. 559
Kalachanov V.D. 402, 576, 588
Kalashnikov A.I. 443
Kalimullina E.R. 568
Kalinenko A.S. 555
Kaloshina M.N. 556, 561
Kamenev V.V. 350
Kamenskiy I.V. 433
Kamenskiy K.V. 429
Kan A.V. 430
Kanev S.V. 364, 377
Karane M.M.S. 498
Karepin P.A. 562
Kargaev M.V. 339
Karpovich E.A. 339, 342
Karpuhina G.V. 522
Kartushina N.V. 562
Karunakaran K.P. 341
Kashelkin V.V. 500
Kashirin D.A. 370
Kazakov S.O. 466
Kazantsev S.A. 528, 542
Kharitonenkov A.I. 540
Kharlamov A.N. 424
Khartov S.A. 364, 377
Khartov V.V. 364
Khayrullina L.R. 389
Khazhibekov R.R. 420, 422
Khmelevskoi I.A. 506
Khmelevsky A.N. 359
Kholobtsev D.P. 381, 390
Kholostova O.V. 503, 506
Kholyakov A.E. 456
Khomchenko A.V. 507
Khomutskaya O.V. 421
Khoperskov A.A. 444
Khoroshilov A.A. 430
Khoroshko A.L. 540
Khoroshko L.L. 540
Khromov A.S. 389
Khromova S.A. 592
Kipichenko D.O. 340
Kirdyashkin V.V. 433
Kirienko A.A. 492
Kirillin A.V. 490, 511
Kirillov V.Yu. 400, 410
Kiryakin A.A. 522
Kishov E.A. 522, 527
Kiyashko V.S. 563
Kleimenov P.I. 371
Klochkov V.V. 563
Klyagin V.A. 330
Kniazian L.E. 371
Knyazev A.A. 505
Knyazev J.A. 523
Knyazev M.I. 523
Kochetkov A.A. 435, 446, 448
Kokorev S.M. 491
Kolganov P.A. 492
Kolomentsev A.I. 357, 358
Kolomoets E.N. 565
Kolosov A.S. 403
Kolotusha A.V. 565
Komarov A.A. 381
Komova A.A. 575
Kondratyeva S.G. 431
Konkevich V.Y. 524
Kononova I.S. 518
Konovalova O.V. 590
Konovalova V.G. 550
Konovalyuk M.A. 432
Konstantinov S.G. 333
Konyakhin A.E. 544
Konysheva V.Y. 404
Konyukhov I.K. 444
Koptev D.S. 430
Kornilov V.A. 474
Korobkov M.A. 404
Korolev S.D. 350
Korolskii V.V. 340
Korotaeva I.E. 594
Korotkov L.V. 493
Korotun V.L. 566
Kosenko I.I. 492
Koshevarova A.A. 372
Kosinskiy M.Yu. 474
Kosteletskii V.P. 429
Kotelnikov M.V. 444
Kovalenko E.V. 595
Kovalev F.A. 443
Kovalev K.L. 397
Kovalevich M.V. 524
Kovkuta A.V. 491
Kovrigin E.A. 564
Kozlov A.A. 373
Kozlov A.V. 423
Kozlov N.A. 539

Kozlov P.P. 526
Kozlovskaya Y.D. 403
Kraev V.M. 566
Krasnov O.M. 369
Krasnyanskiy D.E. 567
Kravtsov D.A. 372
Krivilev A.V. 464
Krylov A.A. 405, 567
Krytsin A.V. 465
Kubatina E.P. 525
Kudryavtsev A.V. 406
Kudryavtsev D.A. 341
Kudryavtseva N.S. 436
Kukushkin D.Yu. 525
Kulikov S.N. 406, 525
Kulkov V.M. 445
Kuprikov M.Yu. 343, 347
Kuprikov N.M. 343, 347
Kupriyanova Y.A. 445
Kurguzov A.V. 373
Kuritsyn D.N. 542
Kuritsyna V.V. 528, 542
Kurkin E.I. 522, 526, 527, 536
Kurkina E.V. 446
Kurmazenko E.A. 446, 450
Kushchev N.P. 568
Kushvakha K.N. 587
Kuteynikova E.N. 467
Kuzminsky A.E. 567, 586
Kuznetsov A.V. 331, 342
Kuznetsov S.A. 488
Kuznetsov Yu.V. 432
Kyaw Y.K. 541
Kyaw Z.L. 525

L

Ladyko M.A. 374
Lalabekov V.I. 467
Lamtyugina A.V. 337, 375
Larin S.N. 401
Lastochkina V.V. 568
Latipov E.R. 569
Latysheva V.V. 569
Lavrov D.I. 536
Lazarenko G.Yu. 358
Laznikov N.M. 344
Lebedev G.A. 596
Ledyankin M.A. 493
Lelkov K.S. 468
Lenkovets A.S. 521
Leontiev M.K. 380
Levochkin P.S. 358
Lidzhiev A.A. 534
Liseitsev N.K. 339
Lisov A.A. 483
Lituev N.A. 468
Loginov M.Y. 493
Lominago O.D. 570
Loos R. 24, 343
Loshakova A.A. 575
Lovtsov A.S. 375, 376, 506
Lozovan A.A. 521, 525, 526, 531
Lukyanov O.E. 527
Lunev E.M. 466
Lupachev D.K. 340
Lyakhovetskiy M.A. 371
Lyapin N.A. 469
Lysenkov A.V. 494
Lyubinskaya N.V. 376

M

Madeev S.V. 376
Makarin M.A. 469
Makarov F.V. 537
Makashov A.A. 406
Makeev P.V. 333, 344, 353
Makhiyanov I.M. 572
Maksimov N.A. 407
Malinina G.A. 518
Malyshev V.V. 432
Mamkin E.M. 465
Mandrakov E.S. 407
Martirosov D.S. 358, 363, 368, 384
Martirosov M.I. 507
Martsenyuk E.A. 565
Maskaykin V.A. 345
Maslennikov E.S. 560
Masyutina N.M. 571
Mateshuk A.A. 571
Matiash E.S. 502
Matsaev A.A. 371, 382
Matyash I.S. 494
Mayborodin A.B. 570
Mazlumyan G.S. 441
Mbikayi Zoe 9, 329
Medvedeva E.V. 495
Medvedsky A.L. 507
Meldianova A.V. 574
Melikyan L.M. 573
Melnikov A.V. 377
Meshankov D.V. 574
Mesnyankin S.Yu. 367
Messineva E.M. 554, 563
Messineva M.M. 447
Metechko L.B. 528
Mezina N.A. 558, 559, 572
Michkasov V.E. 495
Mihai N. 459
Mikhailov N.A. 470
Mikhailyn I.S. 430
Mikhaylov A.A. 575, 586
Mikhaylovskaya N.M. 575
Mikheev V.V. 408
Minh C.X. 79
Minin A.K. 369
Mirovoy Yu.A. 514
Misnikov V.E. 528
Mitanova A.I. 586
Mitrofanov S.Y. 408
Moeni Tabatabai D.S. 528
Mogulkin A.I. 355
Moiseev D.V. 443
Mokrousova A.I. 576
Mokrova M.I. 470
Mokryakov A.V. 409, 418
Molotkov A.A. 496
Moon Kyoohwan 345
Moroshkin Ya.V. 353
Morozova J.A. 360
Moskalenko A.A. 409
Myakochin A.S. 377, 384
Myasin B.S. 491
Myo Z.A. 496
Myshelov E.P. 562

N

Nadiradze A.B. 359
Naumov A.V. 497
Nazarenko I.P. 377
Nazarov A.D. 577
Nazyrova O.R. 378
Nedelko D.V. 493
Nekhrest-Bobkova A.A. 578
Nekrasov V.V. 411
Neretin E.S. 461, 466, 473
Nesterenko I.I. 379
Nesterenko V.G. 356, 372, 379
Neverova N.V. 577
Nguen T.Sh. 378
Nguyen Dinh To 431
Nguyen L.L. 529
Nguyen V.V. 410
Nigmatzyanov V.V. 355
Nikiforov V.A. 349
Nikitchenko Yu.A. 341, 480
Nikitenko I.A. 468
Nikitin A.D. 530
Nikitin P.V. 543
Nikitin S.O. 346
Nikitin V.A. 389
Nikitina E.V. 537
Nikolaev I.V. 380
Nikolaeva E.O. 422
Nosov G.A. 447
Novikov A.Y. 411
Nuzhnov M.S. 432

O

Obrucheva E.V. 591
Obukhov V.A. 357
Odinokov S.A. 578
Okorokova N.S. 385
Olaru Adrian 459
Olaru S. 459
Oleynikova M.V. 402
Olidaev E.V. 468
Olotin S.V. 381
Orlov A.A. 530
Osikova K.S. 412
Osmina K.S. 579
Ostroukhov N.N. 509
Ovcharova P.A. 478
Ovchinnikova E.V. 431

P

Padalko S.N. 426, 434
Paing Soe T.T. 453
Paltievich A.R. 531
Panina K.S. 532
Panteleev A.V. 498
Pantyukhin K.N. 499
Papic Ljubisa 511
Parafes S.G. 439, 440, 445, 449
Park SongYi 498
Parkhaev E.S. 349
Parkhaev V.A. 422
Pashkov V.S. 459
Pasisnichenko M.A. 485
Pastukhov V.I. 384
Pavelchuk M.V. 497
Pavlov A.V. 448
Pavlov Y.S. 531
Pechenyuk V.S. 347
Penkin S.S. 464
Perchenok A.V. 385
Pershin A.V. 512
Petrosyan S.G. 412
Petrov A.A. 518
Petrov I.A. 532
Petrov R.A. 340
Petrova E.N. 380
Petukhova O.S. 533
Peysakhovich O.D. 355
Pham V.T. 352
Pindiurina M.O. 471
Platonov M.A. 449
Pleshakov A.I. 366
Plokhikh A.P. 357
Pochestnev A.A. 581
Podguzov V.A. 416
Podkorytov A.N. 432
Podshibnev V.A. 471
Poletaev A.S. 413
Polishchuk M.V. 347
Polishchuk N.V. 579
Polovinkina M.E. 580
Polyakov S.V. 413
Polyansky A.M. 520
Ponomareva D.I. 580
Ponomareva E.A. 580
Ponyaev L.P. 343, 347
Poparetskiy A.V. 371
Popkov D.V. 578
Popov G.A. 357
Popov G.V. 381
Popov V.A. 397
Popov V.E. 499
Popov V.Y. 500
Popov Yu.I. 347
Popova E.A. 444
Popova E.S. 414
Postnikov S.E 352
Potapova Z.E. 414
Pozdnyakova V.D. 522
Pozhoga O.Z. 530
Preobrazhenskiy E.V. 516
Prishepov S.V. 526
Prokhorova V.S. 591
Prokopenko D.A. 348
Prokopenko E.A. 450
Proshkin V.Yu. 446, 450
Prosvirina N.V. 581
Prosvirnin B.B. 358
Protasov V.I. 414
Pugachev Yu.N. 348
Purikov A.V. 442
Pushkarev M.D. 554
Pushkareva M.B. 582

R

Rabinskiy L.N. 541
Rakhmatullin R.R. 359
Raman Verma 341
Ratnikov M.O. 415
Ravikovich Yu.A. 381, 390
Raznoschikov V.V. 387
Razumov D.A. 432
Remizov A.E. 362
Reshetnikov D.A. 465
Revina V.D. 416
Ripetsky A.V. 341
Rodnikov A.V. 500
Rogozhina L.A. 571, 583
Rohit Karle 341
Romadova E.L. 374
Romashova M.O. 383
Rusanov D.V. 416
Rusnak V.I. 417
Russkikh S.V. 501

Rybakov K.A. 509
Rybakov V.A. 485
Rybakova L.V. 583
Rybalko A.G. 472
Rybkina N.M. 501
Rykhlov N.V. 448
Ryzbaev R.R. 584
Ryzhova E.S. 487

S

Sadigov A.S. 502
Sadkovskaya N.E. 412
Sadykov O.F. 451
Saevets P.A. 381
Safronova K.P. 439
Sai Sudhir Chalavadi 341
Sala Giuseppe 511
Salienko N.V. 539
Salmin P.A. 533
Salnikov A.F. 380
Salnikov N.A. 435, 452
Samsonov K.Yu. 349
Samsonovich S.L. 460, 463, 467, 471
Sapronov D.I. 433
Sapunova A.P. 497
Savchenko K.A. 381
Savelev A.S. 468, 473
Savelyev A.A. 502
Savostin D.S. 523
Sazhnev E.S. 350
Sechkina N.S. 402
Selivanov M.Yu. 376
Selivanova V.A. 473
Seliverstov S.D. 382
Semenchikov N.V 349
Semenov S.A. 382
Semina A.P. 584
Serebryanskiy S.A. 332
Sergeev M.N. 383
Sergeeva N.I. 342, 349
Sergienko V.I. 344
Sergievich B.V. 491
Serkin F.B. 433
Serov M.M. 545
Serpicheva E.V. 514
Shagayda A.A. 376
Shahrivar S.M. 542
Shakhov A.S. 390
Shakirov M.Z. 493
Shakov N.V. 375
Shalin A.V. 537
Shalkauskas A.P. 336
Shapovalov Y.V. 422
Shargaev E.O. 541
Sharkov A.A. 366
Sharonov A.V. 404, 407, 414
Shatalov I.K. 423
Shchelykalin M.Yu. 474
Shchur P.A. 544
Shemonaeva E.S. 542
Sheremetova M.M. 455
Shevchenko A.V. 450
Shevgunov T.Ya. 425, 427
Shevyrev A.V. 592
Sheypak O.A. 595
Shinkareva A.I. 558
Shiryaev E.A. 595
Shiryayev B.I. 371
Shklyarchuk F.N. 501
Shkuratenko A.A. 543
Shlyaptseva A.D. 532
Shmyrova A.V. 518
Shokhov V.V. 341
Shomov A.I. 344, 353
Sikrier A.V. 585
Siluyanova M.V. 355, 356, 365, 366, 387, 566
Sinyavskaya J.A. 474
Sirotin N.N. 378
Sitnikova O.R. 503
Sivkov A.S. 442
Sizov A.A. 364
Skachkov A.F. 379
Skachkova L.N. 379
Skidanov S.N. 332
Sklyarov N.A. 418
Skorobogatykh I.V. 496
Sladkov V.Yu. 389
Sleptsov V.V. 525, 544
Slezov S.S. 534
Slyusarev A.A. 534
Smagin D.I. 337, 352
Smidova N. 459
Smirnov K.K. 535
Smirnova E.A. 533
Smirnova T.S. 586
Smykov A.F. 536
Snastin M.V. 428
Snegirev A.O. 515
Sokolov I.V. 476
Sokolov M.N. 453
Sokolova P.N. 393
Solod A.G. 428
Sorokin A.E. 437, 438, 528, 561
Sorokin D.A. 417
Sova A.N. 441, 453
Speransky K.A. 515
Spirin I.V. 361
Spirina M.O. 522, 526, 536
Spitsa A.V. 454
Stankevich A.M. 418
Stepanov V.V. 524, 537
Stepanova A.S. 490
Stepansky M.A. 335
Stepushin A.S. 537
Stolnikov A.M. 387
Stratula B.A. 504
Strogonova L.B. 439
Strokach E.A. 383
Sudukova K.A. 538
Sukhov G.A. 504
Suleymanov I.M. 384
Suntsev V.V. 421
Surina E.I. 569
Surkova E.V. 586
Surovezhko A.S. 384
Suvorova A.A. 409, 418
Suvorova E.V. 385
Svinareva A.M. 452, 456
Svodin P.A. 377
Syzdykov A.B. 419

T

Tabakov E.V. 474
Talalaeva P.I. 367
Taranenko A.V. 587
Teleshkov V.O. 369
Terentyev M.N. 406, 426, 434
Terentyev V.V. 385
Teryaev D.A. 539
Tezikov S.E. 361
Thant Z.H. 541
Tiaglik A.S. 338
Tiaglik M.S. 338
Tihonov A.V. 555
Tikhonov A.I. 548, 566, 574, 588
Tikhonov K.M. 460, 475

Tikhonova S.V. 588
Timushev S.F. 386, 388
Tinkov S.A. 587
Tishkov V.V. 475
Titov P.V. 350
Titova A.S. 442
Tkach V.V. 367
Tkachenko V.F. 371
Tokareva E.M. 589
Tomashevich A.M. 539
Tomilin D.A. 506
Tomilova V.A. 569
Toporov N.B. 350
Toporova M.I. 351
Trembach T.G. 589
Tretiyakova O.N. 496, 505
Trofimov A.A. 330, 334, 352
Troshin A.I. 502
Trubnikov A.A. 465
Tsyrkov A.V. 398
Tsyrkov G.A. 398, 414, 421
Tuan Vu Trong 396
Tupitsyn A.V. 475
Turkin I.K. 449
Tuzikov S.A. 455
Tverdokhlebova E.M. 364
Tyumentsev Yu.V. 521

U

Ukolova L.E. 547
Ulyanov D.V. 419
Uriev A.I. 477
Uryupin I.V. 505
Ushkar M.N. 544
Ustinov A.A. 539
Ustinov M.V. 502
Ustyugov E.V. 452, 456

V

Vakulchuk V.I. 436
Vasiliev V.A. 395, 546, 564, 578
Vasilyev F.V. 395
Vavilova Z.A. 425
Vedishchev A.S. 446
Veremeenko K.K. 393, 405
Verstakov A.V. 374
Vindecker A.V. 439
Vinogradov R.E. 515
Vlasova S.V. 552
Volkov A.M. 425
Volkov D.A. 393
Volkova E.B. 553
Volskiy S.I. 417
Vorontsov T.P. 462
Voskresenskiy D.I. 431
Vyatkov V.V. 362

W

Wai Y.S. 481

X

Xueming Shao 329

Y

Yagudin T.G. 533, 544
Yakovets M.A. 370
Yakovlev A.A. 345
Yakunin A.A. 351
Yakushev A.A. 413
Yanovskaya G.S. 571
Yarimaka V.V. 596
Yaroshenko A.S. 545
Yaroslavskiy V.V. 411
Yashkov S.A. 450
Yazovskih A.L. 344
Ye. W.T. 486
Yoon S.W. 445
Yudin A.D. 457
Yudin V.N. 425
Yurina V.Y. 596
Yushchenko A.A. 509
Yusupov V.S. 358

Z

Zabolotsky A.M. 422
Zadachin A.V. 401
Zagarovskiy A.A. 488
Zagidullin R.S. 451
Zaharova L.F. 559
Zaitsev V.V. 488
Zakharenko A.B. 412
Zakharov I.V. 465
Zakharov V.V. 520
Zakhvatkin Ya.V. 526, 536
Zamkovoy A.A. 585
Zavalov O.A. 331
Zavodov S.A. 595
Zemskov A.V. 484, 489
Zeng Lifang 329
Zharkikh R.N. 456
Zhechev Y.S. 429
Zherebin A.M. 336
Zhigulin I.E. 399
Zhikharev L.A. 519
Zhilina I.E. 442
Zhou Rui 457
Zhukov D.M. 425
Zhukov E.Y. 478
Zhukov P.A. 400
Zhuravlev V.N. 368
Zhurbenko N.L. 558, 595
Zhurbina E.V. 530
Zinin A.V. 512
Zinin Yu.V. 544
Zinina A.I. 474
Zlenko A.A. 489
Zlobina I.V. 520
Zryachev S.A. 401
Zubeeva E.V. 558, 559, 572
Zverev N.A. 489
Zyazeva T.Yu. 337

18-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика – 2019»
Тезисы

18th International Conference
“Aviation and Cosmonautics – 2019”
Abstracts

Председатель Оргкомитета
Равикович Юрий Александрович
Учёный секретарь
Лунёва Надежда Сергеевна

Organizing Committee Chairman
Yury Ravikovich
Scientific secretary
Nadezhda Luneva

Подписано в печать 01.11.19
Формат 148х210 мм
Бумага офсетная. Усл.-изд. л. 42,3
Тираж 700 экз. Заказ №2129

Отпечатано
Типография «Логотип»
г. Можайск, ул. Мира, 83