

9-я Международная конференция
«АВИАЦИЯ И КОСМОНАВТИКА – 2010»

УДК 629.7
ББК 94.3 39.52 39.62
А20

9-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2010».
16 – 18 ноября 2010 года. Москва. Тезисы докладов. – СПб.: Мастерская
печати, 2010. – 354 с.

Тезисы докладов

В программу включены доклады, представленные в организационный
комитет конференции в электронном виде.

Мероприятие проводится при поддержке Российского фонда
фундаментальных исследований (грант 10-08-06078-г).

ISBN 978-5-905176-01-2

Москва, МАИ
16—18 ноября 2010 г.

© Московский авиационный институт
(государственный технический университет), 2010

Оглавление

Программный комитет	4
Организационный комитет	4
Пленарные доклады	5
«Авиационные системы»	12
«Ракетные и космические системы»	80
«Энергетические установки и двигатели»	155
«Информационно-телекоммуникационные технологии»	214
«Экономические проблемы аэрокосмического комплекса»	261
«Математические проблемы в аэрокосмической отрасли»	305
Молодежная секция по истории авиакосмической техники	327
Участники конференции	345

Организатор

Московский авиационный институт (государственный технический университет)

Программный комитет

Геращенко А.Н. – председатель, ректор МАИ
Шевцов В.А. – заместитель председателя, проректор по научной работе МАИ
Алифанов О.М. – декан аэрокосмического факультета МАИ
Ефремов А.В. – декан факультета «Авиационная техника» МАИ
Желтов С.Ю. – генеральный директор ФГУП «ГосНИИАС», зав. кафедрой «Системы автоматического и интеллектуального управления» МАИ
Малышев В.В. – заведующий кафедрой «Системный анализ и управление» МАИ, председатель Оргкомитета
Обносов Б.В. – генеральный директор корпорации «Тактическое ракетное вооружение», зав. кафедрой «Авиационные и робототехнические системы» МАИ
Перминов А.Н. – руководитель Федерального космического агентства, заведующий кафедрой «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» МАИ
Погосян М.А. – генеральный директор ОАО «Авиационная холдинговая компания «Сухой», генеральный директор ОАО «РСК «МИГ», заведующий кафедрой «Проектирование самолетов» МАИ
Попов Г.А. – директор НИИ ПМЭ
Райкунов Г.Г. – генеральный директор ФГУП «ЦНИИМАШ», заведующий кафедрой «Космические системы и ракетостроение» МАИ
Хартнов В.В. – генеральный конструктор и генеральный директор ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»
Шилов А.Е. – заместитель руководителя Федерального космического агентства

Организационный комитет

Малышев В.В. – председатель
Моисеев Д.В. – заместитель председателя
Байрамова Т.Ш. – ученый секретарь
Алифанов О.М. – декан аэрокосмического факультета МАИ
Ефремов А.В. – декан факультета «Авиационная техника» МАИ
Попов Г.А. – директор НИИ ПМЭ
Шевцов В.А. – проректор по научной работе МАИ

1. Пленарные доклады

Состояние и перспективы развития системы ГЛОНАСС

Шилов А.Е.

Федеральное космическое агентство, г. Москва

Состояние и перспективы развития космодрома «Восточный»

Райкунов Г.Г.

ЦНИИмаш, г. Королев

Перспективные российские автоматические космические комплексы для планетных фундаментальных научных исследований

Хартов В.В., Пичхадзе К.М., Мартынов М.Б., Ефанов В.В.,
НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

В этом году исполнилось 45 лет космической деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Наше предприятие было определено головным в отрасли по созданию автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. В 2010 году также исполняется 40 лет успешной доставки на Землю образцов лунного грунта (КА «Луна-16»), начала работы мобильной исследовательской лаборатории «Луноход-1» (КА «Луна-17»). Космическая станция «Венера-7» также 40 лет назад впервые успешно осуществила мягкую посадку на эту планету, замерила и передала на Землю параметры атмосферы, положив тем самым начало дальнейшему разностороннему изучению Венеры.

После более 20 летней паузы Россия возвращается к реализации широко масштабных космических проектов по исследованию планет и малых тел Солнечной системы.

Основные направления фундаментальных космических научных исследований следующие: исследование планет и малых тел Солнечной системы; астрофизические и астрономические исследования; исследование физики Солнца и солнечно-земных связей.

В настоящее время, в соответствии с Федеральной космической программой на период 2006-2015 года (ФКП-2015) нами разрабатываются КА для крупномасштабных исследований Луны. Это – «Луна-Глоб», включая обширную программу изучения Луны как дистанционно с ее орбиты, так и контактными методами с посадочной станции; «Луна-Ресурс» разрабатывается совместно с индийским космическим агентством. По этому проекту индийская сторона создает орбитальный аппарат и малоразмерный луноход, а также предоставляет ракету космического назначения для запуска всего комплекса. Российская сторона разрабатывает посадочный аппарат, на котором

размещается отечественный научный комплекс и индийский малоразмерный луноход. Запуск указанных КА планируется на 2013 год.

В развитие этой программы нами предлагаются проекты «Луна-Ресурс 2» и «Лунный полигон». В рамках проекта «Луна-Ресурс 2» предусматривается создание унифицированной посадочной платформы, лунохода с большим радиусом действия, взлетной ракеты с Луны, возвращаемого аппарата, средств загрузки и хранения образцов лунного вещества. В состав космического комплекса «Луна-Ресурс 2» на первом этапе входят орбитально-посадочный аппарат с луноходом и спутник-ретранслятор, обеспечивающий связь с Землей при работе на обратной стороне Луны. На втором этапе вместо лунохода в комплекс входит взлетная ракета.

Завершающим этапом представленной перспективной программы исследования является лунный полигон. В его состав войдут многофункциональные научные станции для фундаментальных исследований и модули для прикладных экспериментов.

Все описанные комплексы проектируются по модульному принципу, базовыми для них являются платформы, созданные в проекте «Фобос-Грунт».

В 2011 году планируется запуск космического комплекса «Фобос-Грунт», который является первым этапом глобального исследования Марса с орбиты его искусственного спутника. Основной его целью является доставка на Землю образцов вещества Фобоса на Землю. Помимо этого на борту размещен многофункциональный научный комплекс, в том числе и для дистанционного изучения Марса с орбиты его искусственного спутника. Это является первым этапом новой марсианской научной программы. На втором этапе планируются контактные исследования с помощью комплекса «Марс-НЭТ», доставляющий в выбранные районы сеть малых долгоживущих станций. На третьем этапе планируются комплексные исследования на Земле доставленного с Марса в автоматическом режиме грунта.

В соответствии с ФКП-2015 нами создается космический комплекс «Венера-Д», включающий орбитальный и посадочный аппараты, а также зонды, плавающие в атмосфере планеты.

НПО им. С.А. Лавочкина проводится предпроектная проработка космических комплексов для исследования Юпитера и его спутника Европа (проект «Лаплас»), а также космических аппаратов «Астероид-Грунт» и «Комета-Грунт».

Все описанные космические комплексы создаются на базе разработанных проектно-конструкторских и технологических решений темы «Фобос-Грунт».

Современные проблемы безопасности воздушных судов России и стран содружества

Морозов А.Н., Кофман В.Д.

МАК, г. Москва,

Полтавец В.А.

ЛИИ, г. Жуковский

Астероидная опасность: анализ проблемы и подходы к ее решению

Шустов Б.М.

Институт астрономии РАН, г. Москва

Разработки КБХА за последние 30 лет

Рачук В.С.

КБХА, г. Воронеж

Научно-технический задел – основа создания перспективных авиационных двигателей

Скибин В.А.

ГНЦ РФ ЦИАМ им. П.И.Баранова, г. Москва

Новые технологии в авиационной, авиакосмической и ракетнокосмической технике в XXI веке

Матвеев А.М.,

МАИ, г. Москва

Автор на основе анализа достижений ведущих стран мира (Россия, США, Франция, Германия, Англия, Китай, Япония, Индия) пришел к выводу о необходимости изменения наших представлений о наиболее эффективных типах л.а.

Так самолеты будущего – это не летающие крылья, а несущие фюзеляжи. Как показано Белоцерковским и Бурого (ВВИА им. проф.Жуковского) сплюснутые эллипсоиды без крыльев имеют наибольший C_y для любых крыльев при углах 40-45°.

Все самолеты с гермокабинами должны иметь один фюзеляж традиционный, но негерметичный, воспринимающий все аэродинамические наземные нагрузки, второй – внутренний герметичный из углепластика, где давление 1кг/см².

Экономия на стартовой массе не меньше 30%.

Вертикальный старт, это дань «Холодной войне», уступает место стартам горизонтальным (и приземлениям), что позволит поднять % полезной нагрузки с 3-3,5% до 30%.

На всех типах л.а. необходимо применять формирование режимов работы, которые вторгаются в коэффициенты безопасности, если это

угрожает безопасности полетов или требует чрезвычайных режимов полета.

Еще одно направление – это подавление взрывов в баках л.а. (точнее в любых емкостях) за счет их заполнения полыми телами, не допускающими развития взрыва.

Не могу не остановиться на 2 новинках. Оказалось, применение возвратно-поворотных приводов в системах управления л.а. взамен возвратно-поступательных экономит массу приводов в 1,5-1,7 раза.

Применение в системах кондиционирования вихревых охладителей по сравнению с турбохолодильником для самолетов с большой энерговооруженностью экономит установочную массу и стартовую мощь при существенно высокой надежности.

Этот список можно продолжать, для реализации этих идей нужно поколение новых инженеров без ступеней «бакалавр-магистр».

Исследовательский университет как инновационный вуз

Малышев В.В.

МАИ, г. Москва,

Пиявский С.А.

СГАСУ, г. Самара

Под инновационным мы понимаем вуз, который:

- готовит подавляющую часть своих студентов как инноваторов – специалистов, способных производить и доводить до реализации новые продукты интеллектуальной деятельности, обладающие более высоким научно-техническим потенциалом, новыми потребительскими качествами;

- строит учебно-воспитательный процесс на базе инновационных форм и методов, в первую очередь, инфокоммуникационных технологий;

- является организационно-научно-методическим центром «своего» кластера национальной образовательной системы.

Несомненно, что национальные исследовательские университеты должны стать инновационными вузами.

В докладе раскрываются основные характерные особенности организации обучения и модернизации структуры инновационного вуза.

Первая особенность состоит в переходе от линейной структуры студенческого коллектива к матричной. Это означает, что каждый обучаемый в течение всего периода обучения входит как в состав своей учебной группы, так и в состав небольшого разновозрастного научного коллектива, руководимого активно действующим ученым и участвующего в решении актуальных научных проблем. В этом коллективе старшекурсники руководят студентами младших курсов.

Вторая особенность инновационного вуза – осмысленное систематическое индивидуализированное формирование, совместно с каждым обучаемым, полного спектра его компетенций, в числе которых - в ряду с профессиональными, общекультурными, инструментальными и социально-личностными - исследовательские играют ведущую роль.

Третья особенность инновационного вуза, без которой невозможна реализации первых двух – это использование специализированной инфокоммуникационной системы для планирования, мониторинга и управления всесторонним компетентностным развитием каждого студента, включая информационно-методическую поддержку массовой исследовательской деятельности.

Наконец, четвертая особенность заключается в формировании инновационным вузом в «своем» кластере науки и техники единой виртуальной образовательной среды, охватывающей одаренных школьников, студентов, молодых ученых и специалистов всей страны. Эта среда должна объединять в единую систему олимпиады, конференции и конкурсы исследовательских работ молодежи, формируя на этой основе единый общедоступный Интернет-реестр достижений одаренной молодежи в соответствующей сфере науки и техники. В нее также должны войти Виртуальный университет, дистанционно ведущий образовательную и развивающую деятельность с одаренной молодежью, и соответствующий портал.

Для реализации этих особенностей в вузе необходим ряд структурных изменений.

Главное из них состоит в том, что в рамках перехода на компетентностные Федеральные образовательные стандарты третьего поколения в учебный план вводится сквозной наддисциплинарный курс «Технология исследовательской профессиональной деятельности», охватывающий весь период обучения при объеме 2 зачетные единицы (кредита) в год. Основу курса составляет целенаправленная развивающая исследовательская деятельность всех студентов, органически погруженная в единую систему учебной и внеучебной деятельности и являющаяся ее стержнем. При организации исследовательской деятельности студентов используется специальная математическая модель развития научных компетенций, а сопровождение курса осуществляет специальная автоматизированная интернет-система.

Преподавание подобного курса обеспечивает новая педагогическая единица – комплексный преподавательский коллектив, в который входят научный руководитель направления подготовки студентов, преподаватели потоков, руководители научных групп, индивидуальные научные руководители студентов, руководитель внеучебной деятельности студентов, руководители научных бригад (студенты), а

также старосты, учебные и внеучебные аналитики учебных групп (студенты).

Для организационно-методического и научного обеспечения описанных преобразований необходимо создание в инновационном вузе специального Научно-методического центра. В его функции входит

- освоение и эксплуатация автоматизированной информационной системы обеспечения наддисциплинарного курса «Технология исследовательской профессиональной деятельности»;

- организационно-методическая помощь факультетам и кафедрам в проведении наддисциплинарного курса;

- разработка, сертификация и освоение необходимых оценочных средств и оценка, в соответствии с требованиями Федеральных образовательных стандартов, уровня компетентностного развития студентов; подготовка отчетных и аналитических материалов для текущего управления и аттестации вуза;

- ведение научных исследований и разработка необходимых нормативных и учебно-методических материалов, повышение квалификации и переподготовка профессорско-преподавательского персонала в области перехода к компетентностной парадигме высшего образования и специфики подготовки инновационных кадров;

- обобщение и распространение накопленного научно-методического опыта.

В докладе приводится опыт реализации основных элементов изложенного подхода на кафедре Системного анализа и управления МАИ и на факультете информационных систем и технологий СГАСУ.

Асы разработок радиоэлектронной аппаратуры космической эры

Лобанов Б.С.,

ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

Лауреат Ленинской премии Э.Д. Гуреев у начальника управления по линии основного потребителя информации о космосе.

Пётр Степанович Плешаков. Его портрет в офисе командующего дивизионом электронных систем стратегических воздушных сил США генерал-лейтенанта Джемса В. Статсберри. П.С. Плешаков на переговорах по ОСВ.

Моисей Хаимович Заславский (1920-1995г.). Биографические сведения об этом главном конструкторе системы, получившей шифр «Целина».

Айзик Геселевич Рапопорт (1920-1995г.), идейный вдохновитель разработки космической аппаратуры «Целина-Д», его работа в НИИ-108, нынешнем ФГУП «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга» Роскосмоса.

Состояние и перспективы создания группировок информационных малых космических аппаратов

Фатеев В.Ф.,
МАК «Вымпел», г. Москва

Создание и практическое применение орбитальных группировок малых космических аппаратов – это бурно развивающееся направление мировой космонавтики. На сегодняшний день понятие «малый космический аппарат» информационного обеспечения определяет не только небольшие массогабаритные и стоимостные характеристики, но и принципиально новую архитектуру построения и применения каждой из четырех составляющих «малой» информационной космической системы:

- собственно малого аппарата;
- системы оперативного управления орбитальной группировкой МКА;
- системы запуска МКА и оперативного восполнения состава орбитальной группировки;
- персональной аппаратуры пользователя.

Развитие «малой» космонавтики имеет в своей основе не только государственный или университетский престиж.

Применение новых методов и технологий создания и использования группировок МКА открывают возможности решения, кроме традиционных, ряда новых практических задач, в частности:

- раннее обнаружение изменений в природной среде;
- обеспечение потребителей персональной видеосвязью;
- радиомониторинг территорий, объектов и транспортных средств в интересах безопасности людей;
- решение ряда фундаментальных задач гравиметрии, геодезии, радиофизики и других разделов наук;
- обеспечение безопасности государства на основе информационной сети МКА и СМКА для освещения обстановки в околоземном пространстве.

Существенным становится процесс подготовки специалистов по созданию и применению МКА. К обсуждению предлагается проект «Космическое образование» на основе МКА.

Результаты теоретических и прикладных исследований, а также анализ характеристик и задач, решаемых существующими и перспективными МКА, позволяют сделать вывод о перспективности идеи миниатюризации космических аппаратов информационного обеспечения и значительном прогрессе в их создании в последние годы. В целом это позволяет квалифицировать имеющийся задел по МКА как новое направление в непилотируемой космонавтике.

2. Авиационные системы

Исследование обтекания кормовой части моделей со струями

Бузенкова И.В., Буланкин П.А., Галактионов А.Ю., Тузов И.В.,
ЦНИИмаш, г. Королев

Рассмотрены особенности трансзвукового обтекания одноблочных и многоблочных моделей, выполненных по пакетной схеме.

Основные результаты получены для аэродинамических характеристик выступающих в донную область частей односопловых и многосопловых компоновок моделей. Исследование выполнено с использованием математических моделей высокого уровня, какими являются численные методы решения полных уравнений Навье-Стокса, адаптированные для ЭВМ.

Для моделирования обтекания тел сложной геометрической формы использовались неструктурированные расчетные сетки.

Параметрические исследования выполнены в диапазоне чисел Маха от 0,4 до 2 при углах атаки от 0 до 10°, рассмотрено влияние угла отклонения сопла и степени нерасчетности струи на его срезе. Достоверность результатов подтверждена сравнением с расчетными и экспериментальными данными.

Численное моделирование трансзвукового обтекания обратного уступа в осесимметричной постановке

Галактионов А.Ю., Пашкина Е.О., Тузов И.В.,
ЦНИИмаш, г. Королев

Рассмотрены особенности дозвукового, трансзвукового и сверхзвукового обтекания угла сжатия, образованного между двумя цилиндрическими поверхностями. Для различных чисел Маха проведено исследование картин течения с использованием возможностей численных методов решения полных уравнений Навье-Стокса.

Исследованы условия перестройки картин течения от отрывного режима к срывному. Основные результаты получены на структурированных расчетных сетках.

Параметрические исследования позволили выбрать модели турбулентной вязкости, наиболее адекватно воспроизводящие физику рассматриваемых явлений.

Достоверность полученных данных была подтверждена сравнением с результатами трубных испытаний.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект №10-08-00501-а).

Численная оптимизация аэродинамических форм при помощи метода сопряженного градиента

Печеник Е.В.,
СГАУ, Самара

В настоящее время широко используются два подхода в оптимизации аэродинамических форм – это экспериментальный и численный методы. Благодаря высокой производительности современных вычислительных машин использование численных методов становится дешевле, что выгодно отличает их от экспериментальных подходов. В последнее время широкое применение получили различные численные методы перебора и генетические алгоритмы оптимизации, для которых машинное время напрямую зависит от числа проектных переменных. В результате, для того чтобы решить задачу оптимизации за приемлемое время, необходимо вводить небольшое количество проектных переменных или использовать упрощенные математические модели для решения прямой задачи.

Предлагаемый метод является градиентным и достигает локального минимума в ходе оптимизации, однако машинное время практически не зависит от числа проектных переменных, что позволяет использовать координаты узлов оптимизируемой поверхности в качестве проектных переменных. Для получения градиента функции цели необходимо решить сопряженные уравнения. Прямая задача решается для вязкой несжимаемой жидкости методом контрольного объема при помощи алгоритма SIMPLE, сопряженные уравнения решаются при помощи адаптированного алгоритма SIMPLE. Таким образом, на каждой итерации оптимизации машинное время приблизительно равно машинному времени решения двух прямых задач.

Данный метод был использован для решения двух двумерных задач:

1. Минимизация лобового сопротивления симметричного профиля при заданной хорде и площади.
2. Минимизация лобового сопротивления несимметричного профиля при заданных подъемной силе и так называемом силовом факторе.

В ходе решения поставленных задач были получены оптимизированные профили, удовлетворяющие заданным ограничениям. Удалось достичь существенного снижения лобового сопротивления (от 10% до 32% в зависимости от геометрии исходного профиля). Произведен сравнительный анализ результатов, полученных при различной геометрии исходного профиля и размерности расчетной сетки.

Исследование дозвукового обтекания сферического сегмента с интенсивным встречным выдувом

Галактионов А.Ю., Пашкина Е.О., Тузов И.В.,
ЦНИИмаш, г. Королев

Для модельной задачи обтекания обращенного навстречу потоку сферического сегмента исследованы особенности дозвукового обтекания с интенсивным выдувом встречных струй.

В рамках полных уравнений Навье-Стокса получены зависимости аэродинамических характеристик сферического сегмента от определяющих параметров задачи: степени нерасчетности на срезе сопла и угла атаки.

Рассмотрены различные сочетания сопел на наветренной поверхности сферического сегмента при условии постоянной площади выходного сечения сверхзвукового сопла.

Выбраны наиболее оптимальные комбинации по критерию максимального аэродинамического тормозного импульса.

Основные результаты получены численным расчетом на ЭВМ.

Отмечены факты возникновения колебаний аэродинамических характеристик, связанные с перестройкой картин течения.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект №10-08-00501-а).

Нейростатическое моделирование аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата по экспериментальным данным

Балык В.М., Чибисова И.В., Щербакова С.С.,
МАИ, г. Москва

Этап экспериментальной отработки образцов новой техники, в том числе и ЛА, представляет собой наиболее ответственную стадию разработки ЛА, на которой окончательно принимаются или корректируются все проектные решения в соответствии с техническим заданием. В то же время это и наиболее дорогостоящий этап, и каждое последующее испытание должно сопровождаться полным спектром необходимых обоснований. Такие обоснования, на полностью формальном уровне, можно получить на основе статистического анализа телеметрических данных. Здесь используется следующий основной принцип: если все закономерности, присутствующие в экспериментальном материале, отражены в экспериментальной модели, то все статистические критерии принимают свои номинальные значения. В противном случае, когда ряд статистических критериев не достигли своих номинальных значений, необходимо проводить дальнейшие лётно-конструкторские испытания, так как в этом случае имеют место невыявленные закономерности в функционировании ЛА.

Такой статистический анализ может проводиться с привлечением многочисленных статистических программных комплексов, например, таких как SPS, Statgraphics, но любой из этих комплексов анализирует лишь линейную регрессию, в то время как исследуемые аэродинамические характеристики носят существенно нелинейный характер.

В работе показывается, что существенно нелинейный процесс может быть аппроксимирован последовательностью линейных регрессий, и такой процесс эффективно реализуется с помощью нейросети.

Практическая апробация интегрированного комплекса «Statgraphics Негорго» на задание аэродинамического моделирования БЛА показала удовлетворительную работоспособность такого интегрированного подхода.

О характеристиках турбулентности в области ламинарно-турбулентного перехода на твердой стенке

Дементьев М.О.,
ЦНИИмаш, г. Королев,

Изучаются параметры турбулентной вязкости, трения и кинетической энергии пульсаций скорости в пограничном слое на плоской пластине и на поверхности острого конуса при дозвуковом и сверхзвуковом обтекании. Основное внимание уделяется зоне ламинарно-турбулентного перехода, где указанные характеристики изучены недостаточно полно.

Использование современных моделей турбулентности позволяет более подробно изучить характеристики потоков в турбулентных пограничных слоях. В данной работе применяется алгебраическая модель турбулентности Себеси-Смита, которая хорошо зарекомендовала себя при дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях обтекания тел при $M < 6$ [1]. Кроме того, привлечены результаты, полученные на основе новых подходов, таких, как метод Ментера (SST) и Власенко В.В. (ЦАГИ). Рассмотрены варианты переходной зоны на примере обтекания плоской пластины дозвуковым потоком с числом Маха $M = 0,8$ ($Re_L = 6,9 \times 10^6$, $T_w = 0,95$) и острого конуса сверхзвуковым потоком ($M = 6$, $Re_L = 6,8 \times 10^6$, $T_w = 0,6$).

В настоящее время существует несколько моделей турбулентности, алгебраических и дифференциальных, с помощью которых изучаются характеристики переходных пограничных слоев. Например, в методе Ментера модель перехода основана на решении двух дополнительных уравнений переноса - для перемежаемости и критического числа Рейнольдса, вычисленного по толщине потери импульса.

Из полученных результатов следует, что максимум кинетической энергии пульсаций скорости, обусловленный турбулентной вязкостью и

поперечным градиентом скорости, находится примерно на расстоянии $\delta/5$ от стенки (δ - толщина пограничного слоя). Обнаружено также, что быстрый рост кинетической энергии пульсаций скорости начинается сразу же за точкой перехода пограничного слоя, и в дальнейшем она распространяется на весь пограничный слой.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 10-08-00501-а).

Литература:

1. Липницкий Ю.М., Красильников А.В., Покровский А.Н., Шманенков В.Н.. Нестационарная аэродинамика баллистического полета. – М.: Физматлит, 2003г..

Использование оптических характеристик воздушной среды для анализа аэродинамических характеристик лопастей вертолета

Картуков А.В., Меркишин Г.В., Щербатых Т.Н.,
МАИ, г. Москва,

Идентичность аэродинамических характеристик лопастей несущего винта вертолета является важным фактором, влияющим на величину вибраций и колебаний его конструкции. Непосредственное измерение положения отдельных точек на поверхности лопасти и их траектории не дает точной интегральной оценки вклада каждой лопасти в создание общей подъемной силы и ее изменений в процессе движения ручки управления. Ниже рассматривается возможность использования оптического изображения вертолета на фоне конструкции, содержащей горизонтальные и вертикальные прямолинейные элементы достаточно больших размеров. На фотографии представлен вертолет среднего класса на стадионе на фоне конструкции, содержащей указанные элементы. Анализируя изображение, можно выделить элементы изображения, получившие искажения (сдвиги и наклоны), связанные с градиентом давления и плотности воздуха в непосредственной близости от лопастей вертолета. Оценочные расчеты подтвердили величину искажений на изображении и показывают возможность их использования для оценки идентичности аэродинамических характеристик лопастей путем анализа и сравнения изображений отдельных лопастей, полученных с помощью достаточно быстродействующей видеосъемки. Используя матрицу ПЗС и соответствующий угол поля наблюдения оптики, можно получить высокую точность при надлежащей стабильности вертолета в пределах одного оборота несущего винта.

Лазерная техника в анализе аэродинамических параметров ЛА

Картуков А.В., Меркишин Г.В., Щербатых Т.Н.,
МАИ, г. Москва

Рассматривается возможность использования луча лазера для анализа распределения плотности воздушной среды в тех или иных точках окружающего ЛА пространства в условиях реального полета, маневрах, а также в аэродинамической трубе. С этой целью проводится оценка величины рефракции лазерного луча и возможности ее регистрации специальной оптико-электронной системой. Расчет проводится для вертолета Ми-38, анализируется величина отклонения луча, проходящего в непосредственной близости от вращающихся лопастей. Задача имеет и непосредственную практическую направленность: оценить разброс в аэродинамических характеристиках отдельных лопастей вертолета, у которых предварительно была выставлена соконусность (т.е. все лопасти вращаются по одной и той же траектории). Тем не менее вклад различных лопастей в общую подъемную силу может быть разным из-за неконтролируемых разбросов механических характеристик и погрешностей изготовления и установки. Это приводит к повышенным вибрациям и колебаниям ЛА. Расчет проводился для длины волны излучения 0,65 мкм и диаметра луча 5 мм. Угол рефракции составил 5...10 градусов, что позволяет уверенно регистрировать смещение луча. Точки излучения и приема сигнала могут быть сформированы в нужных местах конструкции ЛА, используя изломы оптической оси. При наземных исследованиях аппаратура может размещаться в непосредственной близости или на расстоянии 10...20 м. Возможно также использование дополнительного, обслуживающего эксперимент ЛА при анализе характеристик в условиях реального полета.

Структурно параметрический синтез аэродинамической модели беспилотного летательного аппарата

Хесин Л.Б.,
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается задача моделирования аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата (БЛА). По результатам летно – конструкторских испытаний телеметрические данные полученные в процессе испытаний являются ключевой информацией для оценки качества и адекватности аэродинамической модели, используемой в процессе проектирования БЛА. Качество аэродинамической модели в общем случае оценивается по целому комплексу частных критериев оптимальности: статистические критерии точности аппроксимации телеметрических данных (критерии

регулярности), величина точности попадания в цель, угол подлета к цели и т.д. При оценке качества аэродинамической модели возникает проблема многокритериальности. Здесь же присутствует и многофакторная неопределенность связанная, как с поведением цели так и описанием состояния среды. Для оценки качества аэродинамической модели в условиях отмеченных неопределенностей в работе статистический метод структурно – параметрического синтеза аэродинамической модели, который основывается на построении так называемой операционной матрицы решений, которая позволяет эффективно синтезировать необходимые аэродинамические характеристики. Разработанный метод реализован в виде программного комплекса, который позволяет формировать характеристики БЛА устойчивые, как к многокритериальной, так и многофакторной условиям неопределенностям.

К вопросу повышения безопасности движения ВС по скоростным рулежным дорожкам на основе математического моделирования

Бехтина Н.Б.,
МГТУ ГА, г. Москва

Движение ВС (воздушное судно) по РД (рулежная дорожка) осуществляется на скоростях, при которых разгружающее влияние подъемной силы незначительно, а аэродинамические рули направления недостаточно эффективны, поэтому управление движением осуществляется главным образом с помощью колес управляемой носовой опоры, а в отдельных случаях – подтормаживанием колес главной опоры шасси.

Под безопасным понимается руление, при котором не происходит съезда воздушного судна с покрытия и обеспечивается прочность его краевой зоны.

При рулении пилот выдерживает направление движения воздушного судна согласно маркировочной линии, нанесенной на оси покрытия РД. Однако даже лучшие пилоты не могут гарантировать отклонение от принятого направления. Движение на режиме руления осуществляется по сложной траектории, близкой к синусоидальной кривой. Отклонение центра тяжести воздушного судна от оси РД обусловлено возмущающим влиянием порывов ветра, неровностями покрытия, особенностями управления носовой опоры и т.д. При появлении бокового ветра возникает разворачивающий момент, зависящий от угла скольжения. Скорость и характер движения по РД зависят от состояния покрытия. Максимальные отклонения воздушного судна от оси руления зависят от квалификации пилота.

Для прогнозирования поведения реального ВС и выработки рекомендаций широко применяют математическое моделирование.

Созданная на кафедре АКПЛА МГТУ ГА система математического моделирования динамики полета летательного аппарата (СММ ДП ЛА) позволяет вырабатывать рекомендации по безопасной эксплуатации ВС на скоростных РД.

Геометрические критерии качества систем управления аппаратами типа «летающее крыло»

Деменков М.Н.,
ИПУ РАН, г. Москва

В последнее время в ряде зарубежных стран активно ведутся работы по созданию нового поколения летательных аппаратов на основе аэродинамической схемы «летающее крыло». В настоящем докладе на основе доступной литературы анализируется, как особенности этой схемы отражаются на динамических свойствах ЛА как объекта управления и требованиях к их системам управления. К основным особенностям аппаратов типа «летающее крыло» с точки зрения систем управления относятся неустойчивость аппарата при различных балансировках, а также применение большого количества избыточных органов управления, в связи с чем встает задача оптимального их распределения при формировании заданного вектора угловых моментов или скоростей. В докладе задачи синтеза систем управления рассматриваются в линейном приближении с учетом ограничений на управляющие воздействия.

Учитывая ограниченность амплитуды и скорости управляющих органов, обосновывается использование нового, геометрического критерия качества систем управления ЛА – размера области. В качестве «области» здесь может выступать как область притяжения состояния равновесия, соответствующего какой-либо балансировке ЛА, так и область реализуемых системой управления угловых моментов (скоростей).

В докладе обсуждаются методы синтеза систем управления в соответствии с новым критерием, ранее предложенные автором в его диссертации на степень доктора философии (PhD) Университета Де Монтфорт (Великобритания). Приводятся алгоритмы анализа области управляемости для сравнения ее с областью притяжения линейной системы на основе решения задачи линейного программирования. Рассматриваются также алгоритмы синтеза оптимального по размеру области притяжения регулятора для случая одного и двух неустойчивых собственных чисел матрицы динамики объекта методом опорных гиперплоскостей. Излагаются алгоритмы построения многогранников располагаемых моментов/скоростей и решения задачи распределения управляющих воздействий на основе многомерной интервальной

бисекции. Обсуждается реализация предложенных алгоритмов в среде Matlab.

Нейросетевое адаптивное управление движением самолета

Кондратьев А.И., Тюменцев Ю.В.,
МАИ, г. Москва

На примере продольного короткопериодического движения маневренного самолета рассматривается задача управления в условиях неопределенности, возникающих из-за неточного знания параметров и характеристик объекта управления, а также возможных отказов в системах самолета и повреждений его конструкции.

Система управления самолета должна уметь парировать факторы неопределенности, изменяя и уточняя закон управления. Выполнить это требование позволяет аппарат теории адаптивного управления.

Одним из эффективных подходов к реализации концепций адаптивного управления является подход, основанный на методах и средствах нейросетевого моделирования и управления.

К числу наиболее распространенных схем управления можно отнести адаптивное управление с эталонной моделью, а также адаптивное управление с прогнозирующей моделью. Обе схемы адаптивного управления требуют наличия нейросетевой модели объекта управления, которая в рассматриваемом примере является двухслойной сетью прямого распространения, на входы которой через линии задержки подается выход объекта и управляющий сигнал.

В нейросетевой реализации схемы адаптивного управления с эталонной моделью управляющая сеть (нейроконтроллер) должна обеспечить максимально точное отслеживание выхода эталонной модели. Для обучения нейроконтроллера используется полученная нейросетевая модель. Нейроконтроллер также представляет собой двухслойную сеть, на входы которой через линии задержки подается задающий входной сигнал и выход объекта управления.

В схеме с прогнозирующей моделью нейросетевая модель предсказывает выход объекта управления в ближайшем будущем. Результаты прогноза используются алгоритмом численной оптимизации для того, чтобы найти значение управления, которое минимизирует на заданном горизонте некоторый критерий качества управления, представляющий компромисс между ошибкой слежения за эталонной моделью и приращением управляющего сигнала.

Рассматриваемые схемы управления чувствительны к точности нейросетевой модели, поэтому приближенный ее характер приводит к существенному ухудшению качества управления. Для придания свойств робастности в систему был введен ПД-компенсатор, который работает на уменьшение отклонения поведения объекта от эталонного вне

зависимости от причины этого отклонения. Применение такого компенсатора позволило повысить точность отслеживания эталонной модели примерно на порядок.

В результате вычислительных экспериментов для обеих схем управления была продемонстрирована адаптация к резкому изменению динамики самолета, вызванному двумя отказными ситуациями. Первая из них приводит к тому, что самолет становится неустойчивым. Вторая приводит к уменьшению эффективности управления по тангажу.

Математическое моделирование динамики полета воздушных судов при наличии срыва потока на несущих и управляемых поверхностях

Чернигин К.О.,
МГТУ ГА, г. Москва

Существующие системы математического моделирования движения воздушных судов базируются на линейной аэродинамике. В некоторых практически важных случаях (например, при отрывном обтекании) аэродинамические характеристики самолетов нелинейно зависят от кинематических параметров, что вызывает необходимость разработки нелинейных аэродинамических моделей, которые являются стационарными и нестационарными и описывают как безотрывное, так и отрывное обтекание.

Особо важное и большое практическое значение приобретает проблема отрывных и присоединенных течений на несущих и управляемых поверхностях самолета при дозвуковых скоростях полета, поскольку такие течения существенно изменяют аэродинамические характеристики самолета и заметно снижают эффективность органов его управления. Для решения данной задачи разработан двухпараметрический интегральный метод расчета отрывных течений на несущих и управляемых поверхностях транспортных самолетов при турбулентном течении потока в пограничном слое с использованием профилей скоростей Стюартсона и параметров градиента давления и температурного фактора. Трудоемкая задача расчета турбулентного отрывного и присоединенного течения в частных производных в пристеночной области заменена задачей интегрирования двух упрощенных систем обыкновенных дифференциальных уравнений, допускающих интегрирование вдоль пограничного слоя для определения основных характеристик отрывного течения (скорости, давления и т.д.) и интегрирование поперек пограничного слоя для нахождения основных интегральных характеристик и функций турбулентного пограничного слоя.

Малые затраты машинного времени на интегрирование уравнений позволяют использовать предлагаемый приближенный метод для

получения нелинейной аэродинамики ВС и эффективности их органов управления, которые могут быть применены в системе математического моделирования движения транспортных самолетов с целью исследования вопросов обеспечения БП. Предложен метод учета нелинейности управляющих моментов органов управления ВС, позволяющих получить поправки для исследования движения самолета на режимах маневрирования и сильных ветровых возмущений и использовать их при математическом моделировании взлета и посадки. При оценке влияния нелинейности аэродинамических характеристик за счет срыва потока и нелинейности управляющих моментов органов управления ВС на основные параметры взлета и посадки получено, что учет влияния указанных факторов приводит к изменению качества переходных процессов, запасов управляемости и требуемых величин отклонения рулей.

Некоторые результаты исследования динамики грузов на внешней тросовой подвеске вертолета

Ефимов В.В.,
МГТУ ГА, г. Москва

Груз, находящийся на внешней подвеске (ВП) вертолета, оказывает существенное воздействие на динамику полета вертолета. Это известно как из практики летной эксплуатации вертолетов с грузом на ВП, так и из теоретических исследований, посвященных данной проблеме. При этом, однако, отсутствует комплексное исследование динамики системы «вертолет – груз на ВП», включающее рассмотрение вопросов равновесия, балансировки, устойчивости, управляемости и траекторного движения данной системы. В связи с этим в докладе ставится задача разработать теоретические методы исследования динамики полета вертолета с грузом на ВП. Решение поставленной задачи позволит в свою очередь научно обоснованно подойти к решению проблем повышения безопасности летной эксплуатации вертолетов с грузом на ВП. В докладе излагаются некоторые результаты исследования влияния параметров полета и груза на характеристики его динамической устойчивости, полученные автором к настоящему времени. Так, например, автором были определены аналитические зависимости балансировочных характеристик вертолета от параметров груза и ВП, с помощью которых в первом приближении можно прогнозировать изменение балансировочных характеристик вертолета из-за наличия груза на его ВП. Кроме того, было рассмотрено влияние параметров груза и ВП в целом на колебательное движение системы «трос – груз». Данная система рассматривалась как математический маятник, совершающий нелинейные колебания с диссипацией. Диссипация обеспечивается аэродинамической силой, зависящей от квадрата

воздушной скорости груза. Было получено дифференциальное уравнение колебаний, численное интегрирование которого при проведении ВЭ позволило исследовать влияние параметров груза и ВП на характеристики колебательного процесса. Кроме того, были получены аналитические выражения для некоторых характеристик колебательного движения рассматриваемой системы.

Лётный экипаж как организационно-замкнутая система

Сергеев С.Ф.,
КАО, г. Санкт-Петербург

Традиционное понимание проблемы формирования экипажа как малой группы решающей задачу управления самолётом сводится к чёткому распределению обязанностей и контролю их исполнения.

Такая схема предполагает связь между свойствами экипажа как единого целого и качеством лётной деятельности. Однако не совсем понятно, что является действующим началом в данной системе. Во-первых, распределение функций обусловлено эволюцией самолёта, а не осуществляется специально для улучшения свойств экипажа. В силу этого многие функции членов экипажа формируют разомкнутые циклы коммуникации, приводящие к критическим сбоям и неверным интерпретациям при принятии решений в экстремальных ситуациях.

Попытки улучшить взаимодействие экипажа ведут к специальным процедурам таким как, например слаживание экипажа, обеспечение групповой совместимости, распределение ролей, учёту феномена группового лидерства и т. д. Однако эти меры не приносят желаемого результата.

Задача распределения функций решается путём анализа типовых рабочих ситуаций и создания на их основе рекомендаций, что носит в значительной мере субъективный характер. Использование моделей классической социальной психологии сводится к моделям распределения ответственности за принимаемые решения. Рассматриваются две формы управления самолётом иерархическая и демократическая. В первой командир воздушного судна является лицом, принимающим решение, а во втором – решения принимаются коллегиально.

Перспективно использование постклассических представлений об экипаже как аутопоэтической замкнутой социальной системе поддерживающей порождение и самовоспроизводство управляющей коммуникации решающей задачу обеспечения качества пилотирования. Возникающая в процессе управления воздушным судном коммуникация направлена на поддержание рабочих режимов полёта и связанных с ними работой экипажа, систем и механизмов самолёта. Несмотря на попытки полной алгоритмизации процессов управления и формализации

управляющей коммуникации нужно признать, что это невозможно в силу аутопоэтической природы коммуникативных процессов. Вместе с тем необходимо проведение специальных мероприятий ведущих к возникновению эффективного управляющего коммуникативного процесса и его отграничению от возможных ответвлений коммуникации, разрушающих ведущую коммуникацию. Предлагаются методы циклической организации информационно-коммуникативных потоков в системах управления полётом.

Проблемы создания авиационных тренажёров на базе систем виртуальной реальности

Сергеев С.Ф., Захаревич А.П.,
КАО, г. Санкт-Петербург

Современный этап создания авиационных тренажёров и средств обучения характеризуется интенсивным внедрением технологий виртуальной реальности. Это относится не только к системам моделирования визуальных свойств среды деятельности и интерфейса. Практически стала возможна высокоточная виртуализация и имитация всех условий полёта при приемлемых затратах на её достижение, включая свойства среды и динамические свойства самолёта. Однако это не приводит к повышению качества обучения лётных специалистов.

Основные проблемы тренажёростроения связаны не с техническим моделированием, а методическим обеспечением процессов обучения, которое в его классическом варианте не предназначено для подготовки операторов к работе со сложными эргатическими системами, к которым относится авиационная техника.

Современные научные данные показывают, что оператор не взаимодействует с интерфейсом самолёта, а решает задачу структурного сопряжения с нею, что существенно отличается от классических моделей обучения, в которых используются парадигмы взаимодействия и деятельности. В соответствии с ними оператор реализует алгоритм управления. Основная задача обучения – это создание устойчивой системы знаний, умений и навыков. Здесь и начинаются проблемы обучения, так как выделить вышеназванные категории, не используя субъективные модели практически невозможно.

Включение в состав авиационной техники систем повышенной автоматизации, искусственного интеллекта, коммуникативной поддержки решений, экспертных систем по-новому ставит задачу обучения и деятельности пилота в условиях искусственных коммуникаций отличающихся от естественной коммуникации. Речь идёт о создании среды искусственных коммуникаций обладающих обучающими свойствами при включении в неё экипажа самолёта. В таком контексте тренажёр за счёт средств виртуализации должен

обеспечить создание границ различия и взаимной координации моделей деятельности и интерпретаций инструктора и обучаемого в зоне структурного сопряжения, защиты личности обучаемого и инструктора, создания истории личности профессионала. Указанные задачи требуют введения в работу тренажёра новых формализмов, описывающих виртуальные модели представлений инструкторов и обучаемых по отношению к значимым коммуникациям (в том числе и невербальным).

Моделирование обтекания плоского неподвижного цилиндра при околосрединных числах Рейнольдса

Батраков А.С., Кусюмов А.Н., Нурмухаметов Р.Р., Романова Е.В.
КГТУ им. А.Н. Туполева, респ. Татарстан, г. Казань

Рассматривается задача двумерного моделирования стационарного и нестационарного обтекания неподвижного цилиндра потоком несжимаемой вязкой жидкости на основе пакета ANSYS FLUENT 12.0. Расчетный диапазон чисел Рейнольдса – от 136000 до 820000. Указанный диапазон чисел Рейнольдса соответствует тем условиям, которые достаточно часто встречаются в аэродинамических трубах при проведении аэродинамического эксперимента на моделях летательных аппаратов. Кроме того, одной из особенностей рассматриваемого диапазона чисел Рейнольдса является наличие достаточно развитых зон смешанного течения (как ламинарного, так и турбулентного). Для плохообтекаемых тел течение может сопровождаться эффектом кризиса сопротивления, который связан со сменой режима течения.

Основной задачей данной работы является исследование адекватности моделей турбулентности, представленных в пакете FLUENT 12.0, условиям моделирования на примере обтекания такого плохообтекаемого тела, как плоский круговой цилиндр.

Пакет FLUENT 12.0 предоставляет возможность использования нескольких моделей турбулентности, в том числе таких популярных моделей, как k-epsilon и k-omega. Кроме того в пакете FLUENT 12.0 появились новые модели турбулентности, позволяющие рассчитывать положение точки перехода от ламинарного к турбулентному течению.

Расчетная hexa-сетка построена с помощью программы ANSYS ICEM CFD и содержит около 38000 узлов. Величина расчетного шага сетки сгущается как в направлении образующей цилиндра, так и в направлении критических точек.

По результатам моделирования определяется аэродинамический коэффициент лобового сопротивления, и строятся поля распределения давления и скорости около поверхности цилиндра. Определяются модели турбулентности, позволяющие моделировать кризис сопротивления цилиндра в указанном диапазоне чисел Рейнольдса.

Определение составляющих коэффициента момента тангажа многоцелевого маневренного истребителя по результатам летных испытаний

Егорова Е.Ю.,
РСК «МиГ», г. Москва

Методы определения аэродинамических характеристик самолетов – испытания их моделей на экспериментальных установках в аэродинамических трубах (АДТ) и летные испытания.

В аэродинамических трубах возможно лишь геометрическое моделирование (с точностью до искажений контура моделей, связанного с необходимостью крепления модели на весах АДТ). В общем случае, условия испытаний в АДТ не полностью соответствуют натурным условиям полета. В связи с этим целесообразно проводить коррекцию аэродинамических характеристик самолета, полученных в АДТ по результатам летных испытаний.

Для согласования теоретических расчетов характеристик устойчивости и управляемости самолета и практических полетных данных необходимо уточнение моментных характеристик в продольном канале на основании данных летных испытаний.

Анализ проводится по записям параметров летных испытаний многоцелевого маневренного истребителя в диапазоне чисел Маха $M=0.4 - 0.5$ и углов атаки до 26° , содержащих маневры в продольной плоскости. Влияние бокового канала не рассматривается.

С помощью алгоритма адаптивной идентификации коэффициент момента тангажа разделяется на составляющие. В качестве начальных приближений аэродинамических параметров принимаются данные банка аэродинамических характеристик.

Алгоритмы определения коэффициента момента тангажа и его разделение на составляющие реализованы в среде математического моделирования MATLAB.

Особенности использования авиагоризонтов с принципом индикации «вид с воздушного судна на землю» при потере пространственной ориентировки

Юлдашев А.А.,
МАИ, г. Москва

При отсутствии видимости естественного горизонта пилотирование воздушного судна (ВС) осуществляется только по приборам. Угол тангажа, а также угол и направление крена определяются по авиагоризонту (АГ). В мировой авиации получили широкое распространение авиагоризонты с принципом индикации «вид с

воздушного судна на землю». К сожалению, такое показание не всегда удается верно интерпретировать.

Предлагается: при потере пространственной ориентировки расценивать маркер в верхней части прибора как директорную стрелку. Он указывает направление вращения штурвала (отклонения ручки управления) для устранения крена воздушного судна. Такой подход к чтению показаний авиагоризонта позволяет без промедления предпринимать действия по ликвидации опасного крена. Использование линии искусственного горизонта прибора в этом случае не требуется, а ведь именно сложность оценки пространственного положения ВС в критической ситуации является причиной многих авиакатастроф. Кроме того, большой угол тангажа на пикирование скрывает линию искусственного горизонта. Здесь важно, чтобы после вывода из пикирования плоскость крыла (несущего винта) была параллельна земной поверхности. Этого положения можно достичь, обращаясь к маркеру как к директорной стрелке.

Рассмотренный вариант работы с авиагоризонтом повышает безопасность полетов, может быть рекомендован для преподавания в процессе подготовки и переподготовки пилотов на все типы воздушных судов, использующих авиагоризонт с принципом индикации «вид с воздушного судна на землю».

Турбулентное течение в канале переменного поперечного сечения и влияние параметров задачи на образование возвратно-рециркуляционных зон

Медведев Ю.В., Шкадов В.Я.,
МГУ им. М.В.Ломоносова, г. Москва

Рассматривается турбулентное течение сжимаемого совершенного газа с предварительной закруткой потока в камере смещения ТРДД. В реальных технических устройствах, таких, например, как камеры смещения и форсажные камеры двухконтурных двигателей, на большинстве эксплуатационных режимов работы имеет место закрутка потока за турбиной, величина которой меняется по режимам работы и влияет на гидравлические потери в самом устройстве и уровень тяги двигателя в целом. Канал, в котором рассматривается течение, считается осесимметричным с переменным поперечным сечением. Для численного расчета течения используется метод поверхностей равных расходов, впервые предложенный Шкадовым В.Я. и использованный для решения ряда конкретных практических задач. Результаты расчета сравниваются с экспериментальными данными, полученными для различных наборов определяющих параметров при отсутствии начальной закрутки потока. Эксперимент, результаты которого рассматриваются в работе, был проведен для исследования течения при смещении потоков внутреннего

и наружного контуров в модели камеры смещения ТРДД. Помимо этого произведен расчет течения для случая закрученного потока с различными числами закрутки. Развитие зон возвратного тока является следствием закрутки основного течения. Показано, что рециркуляционные зоны возникают как при росте числа Рейнольдса, так и с ростом числа закрутки. Для данной геометрической компоновки построены нейтральные кривые определяющих параметров, характеризующие образование возвратно-рециркуляционных зон в приосевой зоне течения. Численно исследовано влияние геометрических характеристик канала на образование приосевых возвратно-рециркуляционных зон. Показано, что при фиксированных параметрах потока образование возвратно-рециркуляционных зон определяется геометрическими особенностями канала. Так, при приближении профиля центрального тела канала к профилю внезапного расширения зоны возвратного тока возникают при меньших числах закрутки, чем в случае более гладкой внутренней границы. В случае простого внезапного расширения (течение за уступом) образование зоны обратного тока происходит без наличия закрутки потока. Построенная схема численного моделирования течения применима для расчетов течений до точек образования зон рециркуляции. Таким образом, определяются точки нейтральных кривых, соответствующих началу образования возвратно-рециркуляционных зон в пространстве параметров задачи. Проведенное исследование позволяет определить диапазон характеристических параметров, для которого отсутствуют зоны возвратно-рециркуляционного тока, и влияние геометрических особенностей канала на характеристики течения.

Стабилизация бокового движения по ВПП неустойчивого беспилотного самолета на посадочном пробеге при ограничениях на управление

Бисенов О.В.^{*}, Царев Е.К.^{*}, Оболенский Ю.Г.^{**}
КБПА, г. Саратов ^{**}, РСК «МиГ», г. Москва

Управление самолетом на посадочном пробеге по ВПП характеризуется наличием сил и моментов, вызванных взаимодействием шасси с поверхностью ВПП. Перспективные аэродинамические компоновки предполагают, что при определенных соотношениях между силами и моментами, самолет становится статически неустойчивым в боковом движении по ВПП.

При неустойчивости объекта управления конечная величина управляющих воздействий (угла поворота переднего колеса и др.) ограничивает область устойчивости замкнутой системы управления. Для отыскания границ этой области анализируется структура собственных значений объекта управления и применяется преобразование Шура [1].

Для стабилизации объекта управления выделяется два контура: внутренний и внешний. Внутренний контур обеспечивает стабилизацию неустойчивого короткопериодического движения, а внешний - траекторное управление боковым отклонением. Для линейной модели движения синтезируется номинальный регулятор по состоянию без ограничений на управление. Однако при определенных значениях вектора состояния требуемое для стабилизации управление может превысить располагаемое. В результате контур становится разомкнутым, т.к. к входу неустойчивого объекта приложено постоянное максимальное управление. Поэтому определяется область устойчивости замкнутой системы в фазовых переменных, внутри которой управление не превышает ограничений с помощью линейных матричных неравенств (ЛМН) и оптимизационных методов [2, 3].

Исходя из размеров полученной области, номинальный регулятор дополняется возможностью ее динамического увеличения через переключение коэффициентов регулятора. Переключение осуществляется таким образом, чтобы управление не превышало ограничений, и при этом сохранялась устойчивость замкнутого контура. Синтез коэффициентов регулятора проводится с помощью ЛМН, максимизирующих область устойчивости при одновременном учете ограничения на управление.

Полученные результаты проверены посредством математического моделирования с моделью полного пространственного движения самолета по ВПП. Модель учитывает аэродинамические характеристики, нелинейные силы сцепления и бокового увода колес, динамику приводов и тормозной системы.

Список литературы

1. Goman M., Demenkov M. Stabilization of unstable aircraft dynamics under control constraints // "Advances in Dynamics and Control", CRC Press, 2004.
2. Формальский А.М. Управляемость и устойчивость систем с ограниченными ресурсами. М.: Наука, 1974.
3. Boyd, S. et al. "Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory". SIAM Studies in Applied Mathematics, 1994.

Особенности ламинарно-турбулентного перехода на профилях беспилотных летательных аппаратов

Головнев И.Г., Платов С.А., Лапшин К.В.,
ГосНИИАС, г. Москва

Малоразмерность беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) определяет специфику низкорейнольдсового обтекания поверхности. Пристеночные «логарифмические» функции коммерческих CFD-комплексов (ANSYS-CFX и Fluent, Comsol, Phoenix, STAR-CD,

SolidWorks, Flow Vision, etc.) непригодны для расчета такого обтекания. Многочисленные попытки представить добротную сходимость по аэродинамическим ограниченными параметрам (по C_p) с использованием в моделях турбулентности любого вида пристеночных функций (от «стандартного» до последних «новейших») дает однозначно псевдо-турбулентность, не имеющую никакого отношения к реальной картине обтекания. Брэдшоу (относительно LES) был справедливо категоричен – вблизи стенок крупных вихрей нет, а большинство «гипотез» пристеночных функций в неразвитых (точнее, неравновесных) турбулентных течениях (не говоря уже о переходных «квазиламинарных» течениях) вообще сомнительны и справедливы лишь в узкой области диапазона Y^+ , априори неизвестной.

Расчет низкорейнольдсового обтекания профиля NACA-0012 ($Re_c=50000$, угол атаки – 5°) коммерческим комплексом Flow Vision (www.tesis.ru) по моделям турбулентности, не использующим «пристеночные» функции (SA Спалларта, SST Ментора, AKN Абз-Кондох-Наганы,) показал, что модель SA практически непригодна для достоверного расчета обтекания, модель SST дает искусственный ламинарно-турбулентный переход («псевдопереход»), а модель AKN как неправильно определяет начало и размер «рециркуляционной» зоны на стенке профиля, так и дает псевдотурбулизацию вблизи передней кромки профиля в сравнении с данными прямого численного моделирования DNS [1]

Вероятно, требуется серьезная модификация широкораспространенной модели AKN (входящая в CFD-комплексы Comsol и Flow Vision) подобно предложенной для расчета ламинарно-турбулентного перехода на пластине [2] в части включения как модельного члена диффузии пульсациями давления $\partial p_v / \partial y$, так и члена порождения P_k (модель Kato-Launder, 2003) в уравнении переноса энергии турбулентности k .

Это позволит без привлечения *ad hoc* поправок в модели турбулентности осуществлять сквозной расчет аэродинамики БПЛА для определения характеристик перспективных профилей.

1. Jones L.E., Sandberg R.D., Sandham N.D. «Direct numerical simulations of forced and unforced separation bubbles on an airfoil at incidence», J.Fluid Mech., 2008, v.602, pp.175-207.

2. Golovnev, Platov, МАИ, 2009 г.

Влияние свободных границ потока на аэродинамические характеристики крупномасштабных моделей

Ледянкина О.А.

КГТУ им. А.Н. Туполева, респ. Татарстан, г. Казань

Проведены экспериментальные исследования взаимодействия крупномасштабных моделей без механизации с ограниченным по размерам потоком в открытой части аэродинамической трубы. Использовались две аэродинамические трубы, сертифицированные Госстандартом России, малых скоростей с открытой рабочей частью и диаметрами сопел 0,7 м и 2,25 м.

Для моделей крыльев и самолетных компоновок разработаны поправки на влияние границ в аэродинамических трубах малых скоростей с открытой рабочей частью и круглым выходным сечением сопла, позволяющие учитывать это влияние свободных границ потока. Для моделей крыльев и самолетных компоновок малых относительных размеров при соответствующих ограничениях на значения коэффициентов подъемной силы можно применять общепринятые поправки.

В работе показано, что возможно увеличение относительных размеров моделей, сохраняя структуру поправок на влияние границ.

Получены формулы, позволяющие привести аэродинамические характеристики таких моделей к характеристикам, соответствующим обтеканию безграничным потоком.

Для исследования в указанных трубах использовались геометрически подобные и физически одни и те же модели. На базе указанных исследований разработана методика испытаний полумоделей в малых аэродинамических трубах.

Достоверность результатов подтверждается оценкой точности измерений и сравнительным анализом аэродинамических характеристик. Установлено, что струя в открытой части аэродинамической трубы деформируется от присутствия крупномасштабных объектов на аэродинамических весах. Деформацию границ необходимо учитывать при проведении экспериментов.

Результаты работы позволяют расширить возможности аэродинамических труб малых скоростей с открытой рабочей частью, улучшить геометрическое и физическое моделирование объектов исследований.

Новая концепция самолетов с аэродинамически несущим корпусом

Волчков О.Д.,

МАИ, г. Москва

К актуальным задачам современного самолетостроения можно отнести задачу создания самолетов различного назначения, способных совершать взлет и посадку на слабоподготовленные грунтовые площадки (без твердого покрытия) ограниченных размеров, и водную поверхность таких же размеров, обладающих высокой безопасностью на всех режимах полета с высокой относительной массой перевозимого полезного груза и пр.

Для решения этой (и других) задачи предлагается новая концепция самолетов, основанная на отказе от крыла и возложении его функций по созданию необходимой для полета подъемной силы, на аэродинамически несущий корпус, совмещающий функции крыла и фюзеляжа.

Предложена наиболее оптимальная форма и относительные геометрические размеры несущего корпуса. Определены ориентировочные величины основных аэродинамических коэффициентов аэродинамически несущего корпуса предложенной формы.

Предложен новый способ увеличения подъемной силы аэродинамически несущего корпуса, основанный на выдуве пристеночных струй сжатого воздуха на верхней поверхности корпуса.

На основании проведенных проектных расчетов произведена оценка основных летно-технических характеристик самолетов различного назначения с аэродинамически несущим корпусом предложенной формы.

Концептуальное проектирование самолета – онтологический подход

Боргест Н.М., Шустова Д.В.,

СГАУ, г. Самара

На современном уровне развития информационных технологий в задачах проектирования широко применяются автоматизированные системы, значительно сокращающие сроки конструирования и технологической подготовки изделия. Однако эти системы не имеют возможности дальнейшего развития и использования сформированных в них знаний специалиста. Онтология концептуального проектирования самолета содержит весь предыдущий опыт проектирования подобного класса самолетов. Совокупность подробных баз данных, процедур и правил, может рассматриваться как база знаний.

Онтология предполагает общение специалиста и потенциального заказчика с компьютером, в результате которого можно будет получить первый облик самолета.

В работе произведен анализ концепции интеллектуальной САПР самолета. Предъявлены требования к программному обеспечению (инструментарии) онтологии.

Параллельно проведены исследования по нескольким направлениям:

- Обзор систем автоматизированного проектирования,
- Обзор языков высокого уровня,
- Сравнительный анализ и выбор СУБД,
- Сравнительный анализ и выбор Онтологической Системы.

Онтология предметной области может быть представлена в виде словаря, глоссария, тезауруса или формальной таксономии.

На основании ГОСТ, с использованием SADT-методологии создана функциональная модель разработки тезауруса.

При помощи выбранной в ходе сравнительного анализа онтологической системы Protege, создан фрагмент онтологии концептуального проектирования самолета и его семантическое представление, содержащее основные параметры (целевая нагрузка, экипаж, главные несущие поверхности, энергетическая установка, взлетно-посадочные устройства, связующая конструкция и др.).

Основным преимуществом использования онтологии в качестве инструмента познания является системный анализ предметной области. Прикладное значение онтологического подхода позволяет:

- выявлять, накапливать и передавать извлеченные и структурированные знания при подготовке авиационных специалистов;
- разработать дружественный интерфейс интеллектуальных систем автоматизированного проектирования;
- повысить качество проектирования.

Критерий весовой эффективности в задачах формирования облика самолёта

Кузнецов А.С.,
СГАУ, г. Самара

Традиционно на этапе концептуального аэродинамического проектирования требования весовой эффективности учитываются лишь косвенно, зачастую на основе экспертных оценок без использования количественных показателей весовой эффективности.

Современные требования к экономической эффективности требуют повышения точности расчётов характеристик летательного аппарата (ЛА) на этапе определения его облика. Основным средством является

использование высокоточного математического моделирования на ранних стадиях проектирования. Это, в свою очередь, требует формализации процесса проектирования и замены качественных показателей эффективности на количественные.

На этапе предварительного проектирования удобно оперировать безразмерными параметрами и характеристиками. Так, критерием аэродинамической эффективности служит величина аэродинамического качества ЛА. Критерием весовой эффективности обычно выступает относительная масса конструкции. Однако расчёт относительных масс агрегатов ЛА традиционно ведётся с использованием весовых формул, в основе которых лежат упрощенные математические модели и статистические данные.

Работа направлена на развитие методов формирования облика ЛА основанных на высокоточном математическом моделировании. Предлагается алгоритм выбора рациональных геометрических параметров крыла, в котором в качестве критерия аэродинамической эффективности используется аэродинамическое качество, а в качестве критерия весовой эффективности – величина коэффициента силового фактора.

Коэффициент силового фактора позволяет каждой схеме ЛА поставить в соответствие число, отражающее её весовую эффективность.

Объединение критериев аэродинамической и весовой эффективности в комплексную целевую функцию происходит через взлётную массу самолёта. Для определения аэродинамических характеристик ЛА нетрадиционной формы используется панельный метод, а для вычисления величины коэффициента силового фактора – специальная конечно-элементная модель переменной плотности.

Работа алгоритма протестирована на хорошо изученной проблеме выбора удлинения и сужения прямого трапециевидного крыла. Показана работоспособность алгоритма и адекватность используемых математических моделей. Наглядно продемонстрирована противоречивость влияния геометрических параметров крыла на его весовую и аэродинамическую эффективность и наличие экстремума в зависимости взлётной массы самолета от этих параметров.

Оценка эффекта учета деформаций крыла на ранних стадиях проектирования

Лаптева М.Ю.,
СГАУ, Самара

Работа посвящена повышению точности задания нагрузок на крыло на ранних стадиях проектирования, когда еще не известна его силовая схема и распределение жесткостей по элементам.

Рассматривается следующая методика [1].

1. После выбора облика самолета определяется распределение аэродинамических нагрузок на крыло в предположении его абсолютной жесткости.

2. В ограничения внешних размеров крыла вписывается тело переменной плотности, предельная прочность и модуль упругости которого связаны с плотностью линейно.

3. Проводиться оптимизация распределения плотностей.

4. Определяются деформации оптимизированного крыла.

5. Выполняется расчет распределения аэродинамической нагрузки по крылу с учетом его деформаций.

6. Повторяется оптимизация распределения плотностей 3D-модели крыла на новые нагрузки и так далее до сходимости процесса.

В итоге получается распределение аэродинамических нагрузок, соответствующих тем деформациям, которые будет иметь крыло после выполнения его детального проектирования.

В реализации методики используются результаты специального исследования по обеспечению необходимой точности прогнозирования деформаций крыла, с использованием данных натурного эксперимента и математического моделирования двух реальных крыльев [2].

Отмечается, что в случае положительной стреловидности, учет деформаций крыла вызывает существенное изменение распределения воздушной нагрузки по размаху, при котором уменьшаются изгибающие моменты на крыле.

Приводятся результаты параметрических исследований для крыльев с различной стреловидностью, удлинением и сужением, из которых следует, что расчет нагрузок на ранних стадиях проектирования с учетом деформаций крыла может дать снижение массы силовых элементов конструкции порядка 10% и более.

Список литературы:

1. Болдырев, А.В. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования / А.В. Болдырев, В.А. Комаров, М.Ю. Лаптева, К.Ф. Попович // Полет. – 2008, №1. – С. 34-39.
2. Лаптева, М.Ю. Прогнозирование деформаций крыла: обеспечение достоверности / М.Ю. Лаптева // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2010, Том 12 (33) №1 (2). – С. 412-416.

Особенности методологии проектирования комплексов воздушных мишеней

Гомзин А.В., Моисеев Г.В.

ОКБ «Сокол», г. Казань

Комплексы воздушных мишеней (ВМ) представляют собой класс беспилотных авиационных комплексов (БАК), служащих для имитации летно-технических характеристик и информационных признаков средств воздушного нападения (СВН) и применяющихся при испытаниях систем вооружения и военной техники (ВВТ), а также для боевой подготовки войск ПВО и ВВС.

В силу специфики решаемых задач, комплексы ВМ должны разрабатываться в соответствие со специальной методологией проектирования. Комплексы ВМ являются комплексами имитационного назначения, вследствие чего основные подходы к проектированию ВМ значительно отличаются от основных положений проектирования БАК боевого применения.

Основным назначением комплексов ВМ является максимально точное воспроизведение определенных характеристик СВН по принципу «не больше и не меньше». Превышение требуемых в ТЗ показателей, например, по высотности и скорости полета, является необоснованным с точки зрения экономической эффективности, в отличие от других типов СВН, при проектировании которых приветствуется достижение максимально возможных характеристик, влияющих на боевую эффективность.

Помимо этого, комплексы ВМ являются комплексами полигонного применения, что также влияет на состав требований к ним. Например, в условиях полигонной мишенной обстановки одним из важнейших является требование обеспечения безопасности полетов, а требования к надежности, ресурсу, автономности применения и др. значительно снижены по сравнению с БАК боевого применения.

При этом к ВМ применяются типовые критерии проектирования авиационной техники, однако приоритет данных критериев отличен от применяемых при проектировании БАК боевого применения.

Если условно оценить значимость типовых критериев проектирования боевых БАК, например, следующим образом:

- 1) уровень боевых возможностей БАК – 60%;
- 2) многофункциональность применения БАК – 20%;
- 3) боевая живучесть БАК – 15%;
- 4) экономическая эффективность БАК – 5%;

то при применении данных критериев для проектирования комплексов ВМ их приоритетность изменится следующим образом:

- 1) уровень «боевых» возможностей ВМ (степень имитации) – 40%;
- 2) экономическая эффективность ВМ – 40%;
- 3) боевая живучесть ВМ – 15%;
- 4) многофункциональность применения ВМ – 5%.

Таким образом, для проектирования ВМ должна быть создана собственная уникальная методология проектирования, опирающаяся на основополагающие принципы создания авиационной техники, но при этом учитывающая всю специфику проектирования такого класса БАК как комплексы ВМ.

Некоторые особенности выносливости полимерных композиционных материалов, необходимые для прогнозирования эксплуатационного ресурса современных и перспективных воздушных судов

Спиридонов А.В., Стреляев Д.В.,
МГТУ ГА, г.Москва

Отмечено, что массовая доля перспективных композиционных материалов на основе полимерных связующих (ПКМ) в конструкциях гражданских воздушных судов (ВС) в течение последних тридцати лет возросла с 2...5 до 50% (лайнер «Боинг-787»). Перечислены основные области применения ПКМ в конструкциях современных гражданских ВС (обшивки, элементы силового набора, панели, оболочки и т.д.). Подчеркнуто, что первоначально ПКМ использовались для изготовления неотчетственных (мало- и средненагруженных) элементов конструкций, некритических с точки зрения обеспечения ресурса и безопасной эксплуатации ВС. Установлено, что вопросы внедрения ПКМ (стекло-, угле- и органопластиков) в «силовые» конструктивные элементы ВС существенно осложняются фактическим отсутствием общей теории выносливости ПКМ (в отличие от традиционных конструкционных материалов) и особенностями усталостного поведения ПКМ при основных эксплуатационных режимах нагружения. В частности, ПКМ не имеют истинного предела выносливости, вследствие чего для прогнозирования эксплуатационного ресурса конструктивных элементов из ПКМ предложено использовать понятие условного предела усталостной прочности. Отмечено, что критическими по несущей способности являются узлы соединений конструктивных элементов из ПКМ, что на практике не позволяет добиться теоретически возможного снижения веса конструкций ВС за счет внедрения в них ПКМ.

Оптимизация складного крыла кессонной конструкции с шомпольным соединением по критерию минимизации прироста массы

Ярыгина М.В.
МАИ, г. Москва

Задачей работы является нахождение положения оси складывания кессонного крыла с шомпольным стыком при обеспечении минимального прироста массы.

По сравнению с нескладываемым крылом в рассматриваемом варианте одна нервюра заменяется на две усиленные стыковые нервюры с узлами поворота и узлами проштыривания, появляется механизм складывания и штыревания, что и обуславливает прирост массы конструкции (Δm).

Вес механизмов складывания зависит от массы подвижной (отклоняемой) части крыла, а масса ПЧК будет меняться в зависимости от Z оси складывания.

Основные затраты массы стыка складывания возникают из организации перестыковки несущих панелей и массы двух гермонервюр. Масса перестыковки в общем случае зависит от Z, а масса нервюр – от их площади со среднестатистическим коэффициентом усиления.

Рассмотрим основные факторы, определяющие прирост массы агрегата при складывании.

а) Очевидно, что при приближении оси складывания к борту самолёта масса стыка будет возрастать пропорционально росту изгибающего момента.

б) Масса конструкции крыла будет возрастать в связи с необходимостью перестыковки «разорванных» продольных элементов (стрингеров, стенок, лонжеронов).

в) Следующий фактор – рост массы механизма складывания. Очевидно, что чем больший груз придётся поднимать этому механизму, тем мощнее, а, следовательно, тяжелее должен быть гидроцилиндр подъёмника. По этой же причине растёт масса механизма заштыривания.

Кроме того, приходится поднимать не только конструкцию крыла, но и вооружение, находящееся на поворачиваемой части/

г) Также следует учесть возможность или невозможность разрыва механизации и управляющих поверхностей по передней и задней кромке крыла. При появлении складывания приходится разбивать механизацию на несколько секций.

Таким образом, прирост массы на складывание тем больше, чем ближе к фюзеляжу находится ось складывания.

В качестве ограничивающих будут выступать следующие параметры:

1. Размещение ЛА в ангаре
2. Размеры ворот подпалубного ангара
3. Геометрия самолёта

Выводы

Данная методика позволяет:

- 1) Выявить рациональные схемы складывающихся агрегатов в зависимости от условий базирования, перемещения и расположения самолётов на авианесущих судах при заданных ограничениях мест хранения самолётов
- 2) Определить положение оси складывания при заданных ограничениях.

Анализ допустимости текущей конфигурации воздушных судов

Макаров Д.А.,
МАИ, г. Москва

Для принятия решения о допуске воздушного судна (ВС) к полётам обязательным является выполнение следующих условий:

- наличие требуемой документации на все компоненты в актуальном составе ВС;
- наличие в актуальном составе ВС всех компонентов, требуемых пономерной документацией на ВС, и отсутствие нерегламентированных компонентов;
- отсутствие несоответствий типа компонента, уставленного на ВС, условиям, прописанным в пономерной документации на ВС;
- отсутствие несоответствий количества установленных компонентов (для несериализованных компонентов).

Данные условия могут быть определены как анализ допустимости текущей конфигурации ВС. В качестве основного инструмента для выполнения такого анализа используется, так называемая, допустимая структура как набор компонентов и их взаимосвязей между собой (сборки, подсборки и т.п.) с учетом условий применимости определённых компонентов и/или групп компонент. Источниками информации для создания допустимой структуры ВС являются: IPC (Illustrated Parts Catalog), бюллетени и директивы лётной годности, MEL (Minimum Equipment List) и т.п. Исходя из названных источников информации, допустимая структура может создаваться как на отдельное ВС, так и на тип ВС или даже семейство ВС.

В докладе предлагается технология и опыт создания допустимой структуры в среде программного обеспечения фирмы SAP AG. При этом анализируется выбор степени детализации допустимой структуры и даются рекомендации, в частности, о целесообразности сужения набора компонентов, которые используются в рамках допустимой структуры, ограничиваясь только заменяемыми компонентами. Также

рассматриваются условия применимости, того или иного компонента, которые могут зависеть как от параметров самого рассматриваемого воздушного судна, так и от его текущего состава.

Электролет с использованием вихревой составляющей скорости вихревого потока за винтом

Занегин С.Ю., Калугин В.Н., Сухов Д.В., Шишов Д.М.,
МАИ, г. Москва

На кафедре 310 МАИ проводится исследование возможности полезного использования вихревой составляющей скорости воздушного потока за воздушным винтом (ВВ) электролета с крылом обычной и эллипсовидной конфигурации. Как показали многочисленные экспериментальные разработки летательных аппаратов у нас в стране и за рубежом, использование электропривода ВВ позволяет создавать новые конструкции ЛА, существенно отличающиеся в лучшую сторону по своим свойствам от традиционных схем. Одна из таких схем ЛА с двумя электродвигателями с ВВ, расположенными на краях крыла и вращающиеся в противоположные стороны таким образом, что завихренный воздушный поток за винтами давит снизу на консоли крыла, и создает дополнительную подъемную силу. Помимо указанного полезного аэродинамического эффекта, применение двух вентильных двигателей с повышенным использованием трехсекционной распределенной якорной обмотки и питанием от полумостового инвертора, использующего источник питания с нулевой точкой, позволяет добиться равномерного использования энергии обеих половин аккумуляторной батареи в любой момент времени. Кроме того, изменение частоты вращения ВВ можно управлять направлением движения ЛА вместо традиционного руля направления.

В докладе приводится описание экспериментальной модели беспрофильного крыла с прямой и эллипсовидной формой с размахом до $L=1\text{ м}$, с двумя трехлопастными ВВ диаметром $D=230\text{ мм}$, приводимых во вращение до $n=20000$ об/мин. Модель позволит оценить эффект образования дополнительной подъемной силы при неподвижном крыле. Дается описание схемы эксперимента и измерения основной силы тяги ВВ и дополнительной подъемной силы. Рассматриваются предложения по усилению эффекта образования дополнительной подъемной силы в электролете рассмотренной конструктивной схемы.

Разработка конструктивной схемы электролета с вертикальным взлетом и посадкой с комбинированной силовой установкой и алгоритм расчета его электроэнергетической системы
Занегин С.Ю., Калугин В.Н., Сухов Д.В., Шишов Д.М.
МАИ, г. Москва

Транспортные объекты с комбинированной силовой установкой, состоящей из ДВС, вращающего электрогенератор, снабжающий электроэнергией электропривод колес на карьерных самосвалах, тягачах ракетных комплексов, электропривод гребных винтов на парамах катамаранного типа, успешно используются в настоящее время. Такие установки позволяют транспортному средству получить более высокие качества при его эксплуатации по сравнению с прототипами, несмотря на дополнительное преобразование энергии на пути к исполнительному механизму. Прогресс, достигнутый в последнее время в электромашиностроении и системах управления, позволяет попытаться применить идею комбинированной силовой установки к аппарату с вертикальным взлетом и посадкой с несколькими воздушными винтами, приводимыми во вращение электродвигателями.

В настоящем докладе рассматривается конструктивная схема электролета с вертикальным взлетом и посадкой с комбинированной силовой установкой. Она обеспечивает энергией четыре биротативных электродвигателя, занимающих при взлете вертикальное положение, и способных поворачиваться в горизонтальное положение после набора определенной высоты, обеспечивая горизонтальный полет подобно обычному самолету. Анализируются и обосновываются преимущества подобной схемы.

Предлагается структурная схема электроэнергетического комплекса, состав его элементов с учетом наиболее простого и надежного варианта управления, как в штатном режиме полета, так и при нестандартных ситуациях. Анализируются и сравниваются варианты с различными электродвигателями (асинхронными, синхронными, вентильными), и делается вывод о том, что наиболее простой и надежной является система с асинхронными двигателями с малым активным сопротивлением ротора для получения высокого КПД. Запуск производится при пониженных напряжениях и частоте во избежание больших пусковых токов, характерных для АД с малым активным сопротивлением.

Рассматриваются два варианта алгоритма расчета ЛА с комбинированной силовой установкой.

Методика проектирования мобильных привязных аэростатных комплексов нового поколения
Пономарев П.А.,
ЗАО «ВЦ «Авгурь», г. Москва

Уже много лет «Воздухоплавательный центр «Авгурь» активно занимается опытно-конструкторскими работами по созданию мобильных аэростатных комплексов на основе привязных аэростатов. Данные работы ведутся, в том числе и в рамках Гособоронзаказа. Уже созданы или находятся на стадии испытаний привязные аэростаты (ПА) объемом: 110, 450, 1200, 3000, и 12000 м³ для привязных аэростатных комплексов (ПАК) нового поколения. Анализ рынка показывает, что спрос на подобные комплексы неуклонно растет. При этом вопрос методологии создания ПАК остается открытым.

Новое поколение мобильных ПАК можно охарактеризовать, прежде всего, следующими отличительными особенностями: 1) наличие автоматической системы поддержания избыточного давления; 2) изготовления оболочки из современных тканепленочных материалов; 3) способностью ПА сохранять форму и относительно стабильное положение в пространстве при изменении скорости и направления ветра; 4) способностью через канат-кабель передавать на борт ПА электроэнергию; 5) практически полной автономией, т.е. комплекс обладает источниками питания, средствами жизнеобеспечения обслуживающего персонала, связи, метеобеспечения и пр. Все эти факторы в совокупности значительно расширяют возможности современных ПАК по сравнению с предыдущими аналогами и с одной стороны делают эти комплексы легко перебазировемыми, а с другой позволяют обеспечить длительную стоянку ПА на рабочей высоте и соответственно бесперебойную работоспособность полезной нагрузки в широком диапазоне погодных условий.

При проектировании ПАК часто возникает много противоречий, которые возможно преодолеть, только опираясь на четкую методику проектирования, обширную базу знаний по конструктивным решениям, материалам и технологиям. За основу расчета параметров ПАК берутся данные о полезной нагрузке и условиях ее функционирования: габаритные размеры, массово-инерционные характеристики, потребляемая мощность, рабочая высота, температурный диапазон и максимальная скорость ветра. Исходя из этих параметров, определяется объем оболочки ПА и характеристики канат-кабеля.

Далее из технических требований и условий функционирования определяется рациональная структура ПАК. После чего определяются характеристики и облик составных частей ПАК: ПА, комплекса наземного обеспечения, системы электроснабжения, системы контроля и управления ПА и пр.

С учетом того, что, как правило, полезная нагрузка проектируется параллельно с ПАК, возможны корректировки исходных данных. Однако и без этого, взаимное влияние характеристик различных агрегатов и систем ПАК друг на друга требует нескольких итерационных циклов расчета всех проектных параметров. В докладе приводится обобщенный алгоритм проектирования мобильных ПАК нового поколения.

Полое мягкое крыло с воздухозаборником в носке и профилированной щелью на верхней поверхности

Швед Ю.В.
МАИ, г. Москва

Для решения задач по практическому применению УППС наиболее перспективными представляются двухоболочковые парашюты-крылья.

Достоинствами таких крыльев являются:

- меньшая потребная площадь, что с лихвой компенсирует больший его относительный вес на единицу площади по сравнению с однооболочковым крылом;
- меньший объем уложенного парашюта;
- меньшая перегрузка при раскрытии;
- высокая точность посадки аппарата в заданную точку;
- высокая скорость на посадочной глиссаде, что позволяет уменьшить влияние неблагоприятных погодных условий на возможность точной посадки.

Однако такие парашюты имеют свои недостатки, основные из которых:

- медленное наполнение купола;
- высокие усилия на стропях управления;
- большой вырез под воздухозаборник сильно снижает аэродинамическое качество крыла;
- полая конструкция профиля затрудняет оснащение крыла механизацией, а попытки увеличения кривизны профиля на взлетно-посадочных режимах манипуляциями со стропной системой приводят к изломам поверхностей крыла.

Средства управления пограничным слоем и механизация мягкого крыла могут улучшить как его аэродинамическое качество, так и несущие свойства в режиме динамического подрыва. В качестве подобного средства автором предлагается оснащение двухоболочкового планирующего крыла профилированной щелью на верхней поверхности и отклоняемыми задними поверхностями, образующими щелевые флапероны.

Коэффициент подъемной силы крыла описываемого типа при отклонении задней поверхности более чем в два раза превышает

максимальное значение коэффициента подъемной силы аналогичного немеханизированного крыла и позволяет эффективно производить динамическое торможение.

Нагрузка на органы управления мягкого крыла со щелевыми флаперонами может быть существенно снижена. Для этого автор предлагает использовать компенсирующие перемещения свободных концов путем установки на среднем свободном конце полиспастного механизма, соединенного с задним свободным концом так, что при втягивании заднего свободного конца в полиспастный механизм средний свободный конец за счет работы полиспаста удлиняется.

Исследование и разработка программного комплекса аварийного покидания воздушного судна

Лебедев И.И.,
МАИ, г. Москва

Аварийное покидание воздушного судна является одной из основных задач обеспечения безопасности полетов. Дополнение реальной демонстрации аварийной эвакуации компьютерным моделированием существенно сократит затраты средств и времени. Математическая модель с высокой степенью точности имитирует процесс аварийной эвакуации людей, и в конечном итоге может дополнить сертификационные демонстрации, к тому же может быть использована для имитации в широких пределах аварийных ситуаций, что не может быть воспроизведено на самолете при жестких ограничениях, установленных для сертификационной демонстрации.

Для доказательства возможности применения компьютерного моделирования были проведены симуляции в программах – прототипах с несколькими моделями воздушных судов. Одновременно ведется создание программного комплекса, способного моделировать аварийную эвакуацию людей из самолета в условиях, приближенных к реальности, а также отвечающего требованиям Авиационных правил в части, касающейся аварийного покидания на основе модифицированных алгоритмов программ – прототипов.

В процессе работы над программным комплексом были разработаны алгоритмы нахождения оптимального пути и действий экипажа, проработана структура комплекса, включающая в себя базу данных, модели ВС а также визуальную часть, наглядно показывающую процесс эвакуации. Результаты проведенных тестов доказывают возможность применения данного программного комплекса для симуляции аварийного покидания ВС.

Применение материалов с эффектами памяти формы при ТО и Р АТ

Кочубей А.Ю.,
МГТУ ГА, г. Москва

Для осуществления комплекса ремонтных работ при проектировании АТ конструктивное оформление элементов изделий и технологические приемы их изготовления должны предусматривать многократное восстановление деталей и сборочных единиц, которые утратили свою работоспособность, прогрессивными методами восстановительной технологии и совершенными техническими средствами.

Наиболее эффективным и универсальным приемом обеспечивающим ремонтпригодность, дающим наиболее интересные результаты, является технологический. Появление новых технологий, базирующихся на современных открытиях в области конструкционных материалов, дает широчайшие возможности для создания новых изделий, конструкций, технологических процессов. Одним из таких современных открытий является эффект памяти формы (ЭПФ) в сплавах, применение которого в конструкциях является ярким примером повышения эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности.

Эффект памяти формы (ЭПФ) – способность восстанавливать исходную форму при нагреве через интервал мартенситных превращений после предварительного деформирования в низкотемпературной мартенситной фазе.

Материалы с ЭПФ, обладающие указанными свойствами, стали использоваться для выполнения функций, до сих пор вообще несвойственных конструкционным сплавам.

Достаточно широкое применение рассматриваемых материалов обусловлено тем, что использование их уникальных свойств позволяет значительно облегчить и упростить решение целого ряда конструкторских и технологических задач, связанных со следующими проблемами: критичность массы и габаритов конструкций (аэрокосмические отрасли, подводные аппараты); затрудненный доступ к месту проведения работ (авиация, космонавтика, машиностроение, медицина); микроминиатюризация (радиоэлектроника, медицина); надежность соединений; стойкость к агрессивным средам; долговечность конструкций и др.

Практически единственными проблемами, ограничивающими применение материалов с памятью формы, являются их достаточно высокая стоимость и наличие эффекта "релаксации" вследствие частичного обратного фазового перехода.

При использовании материалов с ЭПФ достигается не только высокая надежность, но и простота контроля и обслуживания. Эти преимущества

оправдывают более высокую цену использования материалов с ЭПФ, которая будет уменьшаться при повышении массовости производства.

Перспективные снего- пескоудерживающие барьеры для взлетно-посадочных полос

Андыбаева М.,
Академия ГА, Казахстан, г. Алматы

Широко применяемые железобетонные снегоудерживающие сооружения для защиты линейных объектов от снежных заносов весьма материалоемки, требуют больших капитальных затрат, а также применения тяжелой монтажной техники. Поэтому в предлагаемом исследовании решается задача поиска экономичных, легких, быстро возводимых с помощью средств малой механизации снего-пескоудерживающих барьеров.

В результате исследований нами предложены два варианта стержневых конструкций, представляющих собой пространственную ферму: в первом варианте все элементы фермы являются прямолинейными, во втором варианте основной рабочий элемент фермы, выполняющий непосредственно функцию снего-пескозадержания, очерчен по оптимальной кривой, применение которой позволило при одном и том же объеме снегозадержания снизить общую рабочую высоту сооружения по сравнению с конструкцией из прямолинейных элементов на 40-50%.

Дальнейшие исследования предложенных решений привели к тому, что все стержни пространственной фермы, а также накладные панели выполняются в виде воздухоопорных конструкций, приводимых в эксплуатационное состояние путем закачки в них воздуха и создания избыточного внутреннего давления.

Узловые соединения новых конструкций представляют собой пространственные шарниры, в структуре которых использованы широко известные в технике свойства карданного сочленения. Основными материалами новых конструкций снегоудерживающих конструкций служат широко применяемые в последнее время в пищевой промышленности полимеры, в частности полиэтиленгерафтолат.

Стартер – генератор в системе генерирования полностью электрифицированного самолета

Власов А.И., Волокитина Е.В., Никитин В.В.,
Электропривод, г. Киров

Растущий авиационный рынок, испытывающий потребности в самолетах повышенной эффективности, безопасности, эксплуатационной надежности возвращает разработчиков самолетов,

как в России, так и за рубежом к концепции "полностью электрифицированного самолета" (ПЭС), возникшей около 20 лет назад. Данная технология подразумевает использование для обеспечения функционирования самолетных систем и их исполнительных механизмов только электрической энергии вместо используемых в настоящее время трех видов энергии: гидравлической, пневматической и электрической.

Развитие системы электроснабжения самолета (СЭС) в рамках концепции ПЭС, в первую очередь, будет связано с совершенствованием генераторов, повышением мощности генераторов, повышением частоты генерирования, повышением напряжения питания, использованием цифровой системы управления СЭС с бортовыми микропроцессорами и мультиплексной системой передачи информации.

Одной из ключевых позиций концепции ПЭС является электрический запуск авиационного двигателя.

Запуск авиационного двигателя может быть осуществлен с помощью основных источников электроэнергии – бортовых генераторов, используемых в качестве электростартеров.

В настоящее время синхронные генераторы с вращающимися выпрямителями (трехмашинные системы), являются основными источниками электроэнергии СЭС отечественных самолетов.

Одним из недостатков синхронного генератора с вращающимися выпрямителями в его классическом исполнении является необратимость, то есть невозможность работы в двигательном режиме.

В ОАО "Электропривод" (г. Киров) по техническому заданию ФГУП "Научно-исследовательский институт авиационного оборудования" проведена научно – исследовательская работа (НИР) в обеспечение создания СЭС, системы запуска маршевых двигателей и электроприводов системы кондиционирования воздуха ПЭС.

В рамках данной НИР для СЭС трехфазного переменного тока напряжением 230/400 В переменной частоты 360 – 800 Гц спроектирован стартер – генератор мощностью 240 кВт·А. Стартер – генератор выполнен на базе синхронного генератора с вращающимися выпрямителями, обеспечивающий работу в стартерном режиме.

В настоящее время ОАО "Электропривод" (г. Киров) проводит макетную отработку технических решений по реализации стартерного режима на авиационном синхронном генераторе с вращающимися выпрямителями мощностью 40 кВт·А.

Сравнительный анализ вариантов построения системы электроснабжения полностью электрифицированного самолета

Волокитина Е.В., Власов А.И., Никитин В.В.

Электропривод, г.Киров

ОАО "Электропривод" в рамках составной части научно-исследовательской работы "Исследования в обеспечение создания электроэнергетического комплекса самолета с полностью электрифицированным оборудованием (ПЭС)" были рассмотрены три варианта построения системы электроснабжения (СЭС):

- вариант 1: трехфазного переменного тока напряжением 230/400 В переменной частоты 360 – 800 Гц. Источниками электроэнергии являются четыре стартер-генератора (СГ), выполненных на базе синхронных генераторов с вращающимися выпрямителями с реализацией стартерного режима, установленными на коробках приводов двух маршевых двигателей с номинальной мощностью каждого СГ от 100 до 200 кВтА в зависимости от резервирования;

- вариант 2: трехфазного переменного тока переменной частоты 360 – 800 Гц с нерегулируемым напряжением, изменяющимся пропорционально частоте в пределах от 115/200 до 230/400 В. Источниками электроэнергии являются четыре нерегулируемых магнитоэлектрических СГ с номинальной мощностью каждого СГ от 100 до 200 кВтА в зависимости от резервирования;

- вариант 3: постоянного тока напряжением 270 В. Источниками электроэнергии являются четыре магнитоэлектрических СГ, установленные на коробках приводов двух маршевых двигателей с номинальной мощностью каждого СГ от 100 до 200 кВтА в зависимости от резервирования.

Проведен сравнительный анализ трех вариантов построения СЭС по массе, КПД компонентов СЭС, интенсивности отказов (ИО) первичных систем генерирования и запуска, ИО вторичных источников электроэнергии. Из проведенного анализа следует:

- обладая, примерно, одинаковыми значениями КПД компонентов, наименьшую массу имеет вариант 1 СЭС (865 кг), а максимальную массу вариант 3 СЭС (1492,6 кг);

- наибольшей ИО первичных систем генерирования и запуска обладает вариант 1 СЭС ($164,4727 \cdot 10^{-6}$ от/ч), варианты 2 и 3 имеют одинаковую ИО ($75,921 \cdot 10^{-6}$ от/ч). Наибольшей ИО вторичных источников электроэнергии обладает вариант 3 СЭС ($370,7494 \cdot 10^{-6}$ от/ч), а наименьшей - вариант 1 СЭС ($145,6725 \cdot 10^{-6}$ от/ч).

Проектирование аттракционов на основе несущего вертолетного винта

Осипов А.П.,
СГТУ, филиал в г. Сызрани

В данном проекте разрабатывается инфраструктура парка развлечений на основе аттракционов и тренажеров нового типа.

Целью проекта является решение таких социально-значимых задач, как оздоровление детей и взрослых, социальная реабилитация инвалидов посредством адаптированных под них технических средств.

Повышение интереса к паркам развлечений возможно только при использовании новых типов аттракционов. При этом новые аттракционы должны иметь простую конструкцию, что облегчает их эксплуатацию и ремонт, и появляться с завидной периодичностью. Аттракционы должны быть семейными (коллективными).

Исходя из этих условий, были спроектированы аттракционы, тренажеры и симуляторы новой конструкции на основе движителя-несущего винта, который никогда ранее в таких технических системах не применялся. У некоторых типов разработанных аттракционов появилось новое свойство – возможность реализации свободного полета (парения) в ограниченном пространстве. Конструкция аттракционов позволяет собирать различные варианты на основе единого базового модуля – фактически разработан конструктор аттракционов.

Основные виды аттракционов используют мускульную энергию человека, что повышает их оздоровительный эффект. Возможно их совместное использование детьми и взрослыми. Ручной и комбинированный привод некоторых машин позволяет управлять ими инвалидам.

При разработке конструкций были проведены теоретические исследования, результатами которых явились математические модели поведения механизмов, ПО для определения их основных характеристик. Одновременно получены новые конструкторские решения, например, способ повышения жесткости длинных полых балок малого сечения, несущий винт новой конструкции, редуктор на ременной передаче новой конструкции и др. В настоящее время технические решения готовятся к патентной защите. Многие конструкции успешно прошли испытания: первые в мире соревнования аэровеломобилей прошли именно в Сызрани. Helimobile и мускулолет «Сызрань-3», экспонировавшиеся на Всероссийской выставке НТТМ-2010, существуют пока в единственном в мире экземпляре.

Необходимо отметить, что на основе проекта парка развлечений можно разработать проект зоны отдыха, тренажерного центра.

Разработанные аппараты могут быть использованы и индивидуально. Возможно развитие новых видов спорта.

Новые методы создания перспективных систем фильтрации жидкости для систем летательных аппаратов и авиадвигателей

Ахмадуллин Т.М., Вотинцева И.А.¹, Харисова Г.Р.¹, Вуколов А.В.¹,
Тук Д.Е.¹, Гарипов А.А.², Ахметов Ю.М.²

¹Уфимское Агрегатное Предприятие «Гидравлика»
²Уфимский Государственный Авиационный Технический Университет,
г. Уфа

Одной из перспективных разработок ФГУП УАП "Гидравлика" в области фильтрации рабочих жидкостей является создание фильтроэлементов объемного фильтрования с повышенной грязеемкостью и прочностью к воздействию перепада давления. Фильтроэлементы разрабатываются для топливных систем авиадвигателей, а также для гидравлических систем самолетов.

Обеспечение низкого перепада давления на фильтроэлементе, даже при засоренном фильтре, является достаточно сложной задачей. Для снижения сопротивления и предохранения системы от кавитации необходимо резко увеличивать фильтрующую поверхность при одновременном сохранении габаритов фильтра.

Для выполнения поставленной задачи применены фильтрующие элементы с эффектом объемной фильтрации – частицы загрязнения в данном случае задерживаются в глубине фильтроэлемента.

Поскольку очистка среды осуществляется фильтроэлементами объемной фильтрации и они имеют на порядок более высокую грязеемкость по сравнению с фильтроэлементами поверхностной фильтрации тех же размеров, это позволяет получить снижение массы по фильтроэлементу в 5 раз, исключить затраты на промывку при эксплуатации, а также повысить ресурс фильтроэлемента не менее чем в 3 раза.

Благодаря оригинальной конструкции и специально разработанной технологии склеивания, обеспечивающей прочное соединение бокового шва фильтрующей шторы и её торцов с фланцами, фильтроэлементы способны выдерживать перепад давления, не менее, рабочего в системе, что позволяет, в отдельных случаях, не устанавливать перепускной (предохранительный) клапан в фильтре.

Сегодня на предприятии разработка новых фильтров полностью проводится в автоматизированном режиме проектирования, с проведением прочностных, а также гидродинамических расчетов с применением

численного моделирования с помощью средств вычислительной техники и CAE (Computer Aided Engineering) и EFD (Engineering Fluid Dynamics)

пакетов прикладных программ.

Разрабатывается новая методология проектирования, моделирования режимов работы фильтроэлементов.

Влияние переменного отношения термических сопротивлений на процесс теплопередачи в первичном теплообменнике системы кондиционирования воздуха

Чичиндаев А.В., Диомидов И.Г.,
НГТУ, г. Новосибирск

Первичные исследования компактных теплообменников с переменным отношением термических сопротивлений показали высокую эффективность данного приема для снижения термических напряжений в первичном теплообменнике. Вместе с тем полученные при этом результаты носят ограниченный характер ввиду небольшого исследованного диапазона отношения термического сопротивления. Целью настоящей работы было разработка уточненной методики расчета и исследование влияния переменного отношения термического сопротивления на процесс теплопередачи и термические напряжения в первичном теплообменнике.

Для этого была выполнена модификация разработанной ранее двумерной модели расчета теплопередачи в перекрестно-точном компактном пластинчато-ребристом теплообменнике. В частности, в алгоритм были заложены четыре варианта задач: 1) с постоянным оребрением в обоих трактах; 2) с переменным оребрением в холодном тракте; 3) с переменным оребрением в горячем тракте; 4) с переменным оребрением в обоих трактах. Достоверность модели проверена путем сравнения с ранее выполненными расчетами: получено качественное и количественное согласие.

Теоретическое исследование выполнено путем численного моделирования теплопередачи в теплообменнике в широком диапазоне режимных и геометрических параметров. В результате исследований выполнен анализ влияния перечисленных факторов на уменьшение перепадов температур теплопередающей поверхности. С помощью оптимизации параметров оребрения и режимных параметров получены варианты конструкции теплообменников с благоприятным перераспределением температур теплообменной поверхности, снижающим температурные напряжения в теплообменнике и позволяющие продлить ресурс работы теплообменников, работающих в теплонпряженных условиях.

Усовершенствованный прикладной пакет программ позволяет проводить проекторочный и проверочный расчеты компактного пластинчато-ребристого теплообменника в широком диапазоне режимных и геометрических параметров. Работа представляет интерес

для специалистов, занимающихся проектированием теплообменников, работающих в нестационарных высокотемпературных условиях.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 09-08-00321-а и фонда фундаментальных НИР НГТУ в 2009 году.

Повышение надежности жидкостно-газовых систем воздушного судна

Сафин А.М., Фетисов Е.В., Поздняков И.А.,
ВАИУ, г. Воронеж

В применяемом в настоящее время подходе к оценке вероятности безотказной работы воздушных судов и их систем используется статистическая теория. Но, данный подход имеет один существенный недостаток. Если летная эксплуатация ВС не осуществляется, например ВС находится на хранении, то вероятность безотказной работы ВС и его систем, по статистической теории, должна сохраняться. Однако, в действительности вероятность безотказной работы ВС и его систем снижается. В наибольшей степени это характерно для систем, в которых в качестве рабочего тела используются жидкости и газы и наибольшее количество отказов является следствием попадания в прецизионные пары агрегатов частиц микрозагрязнений в процессе эксплуатации.

Предлагается методика оценки безотказности топливной системы воздушного судна, лишенная вышеуказанных недостатков. Предлагаемая методика разработана в соответствии с принципами системного подхода, с рассмотрением иерархических уровней сложной системы и с учетом взаимосвязей отдельных ее элементов. В соответствии с этим оценка надежности предполагает последовательное определение показателей безотказности всех уровней снизу доверху с учетом их взаимного влияния друг на друга. В процессе проведения оценки безотказности топливной системы в первую очередь оценивается влияние наличия микрозагрязнений в топливе на надежность воздушного судна. Для этого моделируется ряд последовательных и взаимосвязанных этапов потери работоспособного состояния воздушным судном при использовании некондиционного топлива. Общая модель оценки безотказности топливной системы воздушного судна, при использовании некондиционного топлива, позволяет определить по осредненным характеристикам частиц микрозагрязнений и зазоров прецизионных пар агрегатов топливной системы возможность проявления отказов топливной системы по причине использования некондиционного топлива. Иными словами, производится оценка возможности заклинивания прецизионных пар агрегатов по причине отложения частиц микрозагрязнений. В дальнейшем по величине этих параметров оценивается способность самолета выполнить поставленную задачу.

Разработка системы кондиционирования воздуха для электрифицированного самолета

Сухинин А.И., Гордеев В.Я.,
ПКО «Теплообменник», г. Нижний Новгород

Доклад посвящен разработке системы кондиционирования воздуха (СКВ) перспективного магистрального самолета с электрифицированным оборудованием. Рассмотрены схемы без отбора воздуха от высокой ступени маршевого двигателя с использованием электрической мощности в качестве источника энергии для сжатия воздуха. Учтены различные варианты построения СКВ с определением конструктивных особенностей и энергетических затрат. Определены основные параметры работы СКВ для варианта отбора воздуха от наружного контура маршевого двигателя с использованием электронагнетателей для сжатия воздуха и установкой охлаждения на основе трехколесного турбохолодильника. Проведено сравнение массовых и энергетических характеристик выбранной схемы и схемы с отбором воздуха от высокой ступени маршевого двигателя.

Нестационарные режимы работы системы терморегулирования герметичных отсеков самолета

Волков А.А.,
МАИ, г. Москва

Нестационарные режимы работы гермокабины занимают достаточно большое время, которое зависит от массы оборудования и элементов конструкции самолета, находящихся в салоне. В работе рассмотрена математическая модель системы терморегулирования герметичных отсеков самолета, которая учитывает теплообмен с окружающей средой и оборудованием, находящимся в отсеке. Используемые для определения температуры воздуха, поступающего из СКВ в гермоотсек, различные алгоритмы функционирования системы регулирования, оказывают влияние на качество переходного процесса (время переходного процесса и перерегулирование). Разработана тепловая математическая модель герметичных отсеков летательных аппаратов для определения закона регулирования и конструктивных параметров системы регулирования температуры воздуха.

Введение дополнительных логических и переключающих устройств в систему регулирования по интегральной ошибке приводит к допустимому перерегулированию и требуемому времени переходного процесса.

Рассмотрены и смоделированы возможные алгоритмы работы переключающих устройств, связанные с уменьшением коэффициента усиления интегральной ошибки вплоть до нуля, изменением пределов

интегрирования (максимальной и минимальной величин интеграла ошибки),

Для включения переключающих устройств, изменяющих структуру системы регулирования рассматривается сигнал о выходе на ограничения по температуре, например, температуре выходящего из СКВ воздуха. Такой алгоритм работы приводит к небольшой корректировке температуры выходящего из СКВ воздуха и величины интегральной ошибки, а заброс температуры воздуха в кабине составляет не больше 3...5°C. Несмотря на инерционность тепловых систем переходный процесс, является колебательным и плавно затухающим.

Проведен анализ схем регулирования температуры воздуха в гермоотсеке в зависимости от характера теплового нагружения отсека, массы оборудования, находящегося в гермоотсеке и теплообмена с окружающей средой. Разработанная математическая модель позволяет провести сравнение различных способов установки датчиков температуры по высоте и длине гермоотсеков для получения заданного качества переходного процесса.

Результаты работы могут быть использованы как при проектировании систем кондиционирования воздуха и выборе конструктивных и гидродинамических параметров системы регулирования температуры воздуха в гермоотсеках, так и при сертификации авиационной техники с целью обоснования требуемых температурных режимов работы.

Методика компьютерного конструирования защитных устройств пластинчатого типа, устанавливаемых на колесах шасси

Фадин С.С., Горбачев П.А.,
МГТУ ГА, г. Москва

Эксплуатирующим организациям отечественного парка ВС в настоящее время известно явление повреждения авиадвигателей твердыми посторонними предметами, забрасываемыми колесами шасси с ВПП и РД. Этими предметами являются частицы бетона, гравийный щебень, битумная мастика, и прочие продукты разрушения покрытия ВПП под действием внешней среды. Практика показывает невозможность полного удаления их даже при помощи специальных машин. Вследствие этого количество посадок ВС на одно повреждение двигателей посторонними предметами составляет для самолетов типа Ил-90-300 420 посадок, для Ту-204 – 280 посадок, в то же время, для основного парка самолетов российского производства, количество посадок ВС на одно повреждение двигателей посторонними предметами составляет 15000...20000. Расчетные и натурные исследования показали, что уровень защищенности авиадвигателей зависит, в основном, от компоновки силовых установок на ВС. Досрочный съем

двигателей из-за повреждения посторонними предметами вызывает излишние затраты финансов и времени на их ремонт, простои воздушных судов, принося тем самым ощутимые убытки эксплуатирующим предприятиям. Актуальность проблемы заключается в уменьшении повреждаемости двигателей и соответствующем повышении экономических показателей и показателей безопасности воздушного судна в целом.

Устанавливаемые для этой цели на колесах шасси защитные устройства велосипедного типа не способны обеспечить защищенность двигателей, попытки разработки защитных устройств плоского типа окончились неудачей вследствие того, что для обеспечения необходимых характеристик они должны были иметь слишком большие габариты.

Защитные устройства пластинчатого типа были впервые разработаны в нашей стране и показали высокую эффективность при малых габаритах и массе. Они широко применяются на самолетах военной авиации: МИГ-29, СУ-27, СУ-30МКИ, СУ-34, СУ-35. Параметры защитных устройств, такие как: количество отражательных поверхностей, их размеры, расстояние между ними и т.д., зависят от компоновки силовых установок на ВС, геометрических параметров самолета, и поэтому строго индивидуальны для каждого типа ВС. Защитные устройства пластинчатого типа, рассчитанные для самолетов одного типа, не могут быть использованы на самолетах другого типа вследствие значительного снижения эффективности. Расчеты защитных устройств пластинчатого типа достаточно кропотливы и трудоемки.

Разработанная методика конструирования защитных устройств пластинчатого типа с применением САПР не только значительно сокращает трудоемкость процесса создания устройств, включая этап проектирования, но и позволяет производить предварительную оценку эффективности защитных устройств.

Оценка травмоопасности факторов, воздействующих на летчика в процессе катапультирования

Шибанов В. Ю.

НПП «Звезда», Мос. обл., п. Томилино

Катапультное кресло (КК) – основное средство спасения летчика в аварийных ситуациях. При катапультировании на летчика действуют различные динамические факторы – давление набегающего потока, линейные перегрузки, угловые скорости и ускорения.

Современные КК оснащены целым рядом систем, защищающих летчика от воздействия факторов катапультирования. Однако требования, предъявляемые к современным катапультным креслам, приводят к дальнейшему росту травмоопасных воздействий условий

катапультирования. Поэтому насущной является задача по корректному определению допустимых уровней этих воздействий в условиях реального применения КК.

На основе многочисленных исследований и физиологических испытаний, проводившихся с середины 40-х годов XX века, были определены предельно–допустимые уровни факторов, воздействующих при катапультировании. Данные критерии переносимости создавались исходя из условий того, что одновременно летчик испытывает только один тип воздействия. Однако применительно к КК это является справедливым лишь при определенных условиях. В реальности на летчика, использующего катапультное кресло, совместно действует целый ряд факторов, которые могут в результате как усиливать, так и ослаблять негативное действие друг друга.

Так, одним из наиболее опасных факторов катапультирования является перегрузка в направлении «голова-таз». Ранее были определены предельные значения и длительности воздействия перегрузки «голова-таз», а также созданы модели по моделированию ее воздействия на позвоночник человека. Однако созданные таким образом критерии переносимости справедливы лишь при малых скоростях полета; при катапультировании же на больших скоростях, когда уровни перегрузок, как правило, наиболее высоки, на тело летчика дополнительно воздействует мощный аэродинамический поток, и характер нагружения позвоночника при этом существенно изменяется.

Проведенные работы позволили подтвердить наличие эффекта частичного разгрузки позвоночного столба летчика при катапультировании на больших скоростях под действие аэродинамических сил, количественно оценить этот эффект и выработать рекомендации по уточнению действующих критериев травмобезопасности катапультирования.

Аналогично, нуждаются в корректировке и принятые на сегодняшний день допустимые уровни воздействия перегрузок катапультирования в направлении «спина-грудь» («грудь-спина»), так как угловое движение катапультируемой системы может существенно изменить результаты воздействия на человека динамики линейного движения.

Особенности моделирования отделения управляемых авиационных средств поражений при их внутрифюзеляжном размещении

Правидло М.Н., Журавлёв Л.И., Капустин Д.Ю.

ГосМКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова», г. Москва

На современном этапе развития военной авиации в направлении создания самолёта-носителя (СН) пятого поколения наиболее перспективным считается разработка СН с внутрифюзеляжным размещением авиационных средств поражения (АСП).

Размещение АСП внутри отсеков фюзеляжа СН приводит к ряду особенностей при старте и отделении АСП от СН:

- из-за ограниченности пространства отсека вооружения для размещения АСП и предотвращения в процессе их отделения касания рулевыми поверхностями соседних АСП или стенок отсека требуется складывать их рулевые поверхности (РП);

- применение АСП переменной геометрии (со складными рулевыми поверхностями с их последующим раскрытием в процессе отделения от СН) обуславливает появление неуправляемого (нестабилизованного) участка полёта АСП с момента его схода с авиационного катапультного устройства (АКУ) до момента раскрытия РП;

- усложняются условия аэродинамического нагружения АСП за счет, как вихревого нестационарного характера обтекания АСП внутри отсека вооружения при открытии створок отсека перед его отделением, так и увеличения интенсивности зоны возмущенного потока, которую необходимо преодолеть отделяемой АСП до ее выхода в зону стационарного обтекания.

Основной проблемой, решаемой при проектировании систем раскрытия РП, является необходимость сохранения пространственной устойчивости АСП. В условиях воздействий на АСП переменной геометрии возмущенного самолетом-носителем потока задача обеспечения раскрытия РП математически может быть сформулирована как задача минимизации времени процесса раскрытия РП.

Разработанное программно-методическое обеспечение численного исследования динамических процессов раскрытия складывающихся частей рулевых поверхностей (СЧРП) АСП в условиях возмущенного потока в окрестности СН позволяет проводить оценку эффективности технических решений, обеспечивающих безопасность старта АСП переменной геометрии из отсека перспективного самолета-носителя.

Синтез системы наведения управляемого планирующего ЛА с крылом большого удлинения

Полищук М.А., Кривогуз А.С.,
ГНПП «Регион», г.Москва

Разработана модель управляемой планирующей авиационной бомбы (УПАБ) с крылом большого удлинения, а также система наведения данного изделия на точку цели.

Система наведения подразделяется на две взаимосвязанные подсистемы:

- 1) подсистема, обеспечивающая оптимальное управление для достижения максимальной дальности полета изделия;
- 2) подсистема, обеспечивающая непосредственное наведение УПАБ в точку цели в области цели.

Предложено несколько подходов для решения задачи об оптимальном управлении для обеспечения максимальной дальности полета изделия. Показано, что наиболее выгодным для дальнейшего применения является модифицированный метод пропорциональной навигации с применением некоторых ограничений. Использование данной подсистемы позволяет преодолевать расстояния, примерно в 7 раз большие, чем высота сброса изделия.

В качестве метода наведения реализован метод пропорциональной навигации.

Синтез системы стабилизации для различных конфигураций управляемого планирующего ЛА с крылом большого удлинения

Чертoryжская С.С., Кривогуз А.С.
ГНПП «Регион», г. Москва

На языке Matlab/Simulink разработана модель управляемой планирующей авиационной бомбы (УПАБ) с крылом большого удлинения и система стабилизации для двух ее конфигураций: при полете с раскрытым крылом и полете со сложным крылом.

Система стабилизации данной УПАБ подразделяется на три независимые подсистемы:

1. Система стабилизации нормальной перегрузки;
2. Система стабилизации боковой перегрузки;
3. Система стабилизации угла крена;

Предложен следующий подход к решению задачи стабилизации: разработаны линейные модели движения для каждого из изолированных каналов, подобраны коэффициенты стабилизации при помощи блока Signal Constraint программной среды Matlab/Simulink с учетом нелинейных характеристик привода. Произведена коррекция полученных коэффициентов на нелинейной модели.

Расчёт статически неопределимых предварительно напряжённых сложных систем методом эквивалентных жёсткостей

Букатый С.А.,
РГАТА, г. Рыбинск

Ответственные детали газотурбинных двигателей (ГТД) – стяжной болт компрессора низкого давления (КНД) и вал ротора компрессора высокого давления (КВД) являются элементами сложных статически неопределимых и предварительно напряжённых систем. Подбор материала и размеров этих деталей относится к числу оптимизационных задач, т.к. начальное усилие затяжки этих деталей, создаваемое при сборке в нормальных условиях, при работе двигателя на различных режимах под действием газодинамических и температурных

воздействий может изменяться в широких пределах. Поэтому полный конечно-элементный (КЭ) расчёт КНД и КВД с оптимизацией размеров и свойств материала болта и вала является сложным и трудоёмким.

При сборке и последующей работе ГТД указанные болт и вал испытывают только растяжение, а остальные элементы ротора КНД и КВД находятся в условиях сложного сопротивления «изгиб с растяжением-сжатием». В соответствии с принципом независимости действия сил предлагается осуществлять однократный КЭ расчёт ротора как статически определимую систему в условиях наиболее тяжёлого режима работы ГТД для определения эквивалентных жёсткостей составляющих его элементов. Для ротора КНД, например, в число таких элементов входят диски, задний вал и опора. Для упрощения расчётов в ряде случаев некоторыми элементами (например, опорой в КНД), размеры которых значительно меньше, а жёсткость на 2 порядка больше жёсткости остальных элементов, можно пренебречь.

Дальнейший расчёт основан на классическом подходе, использующем условия равновесия и совместности деформаций ротора и рассчитываемого элемента – стяжного болта КНД или вала КВД. Получаемые при этом выражения, в которых деформации ротора определяются на основе эквивалентных жёсткостей, позволяют легко и быстро вычислять искомые силы и напряжения от температурных и газодинамических воздействий с применением пакетов Mathcad или Excel.

В качестве примера в работе приводится расчёт стяжного болта КНД двигателя семейства Д-30 с использованием пакета Mathcad. Показано, что только при изменении температурного режима стяжного болта на величину от 70 до 100°С относительно н.у., при которых осуществлялась его затяжка начальным усилием 154,5 кН, температурная составляющая усилия в болте изменяется в пределах от – 5,3 до + 9,2 кН. Расчёты по данной методике могут быть встроены в любую оптимизационную программу с целью определения наиболее рациональных размеров болта в зависимости от физико-механических свойств выбранного для него материала, либо выбора материала при наиболее оптимальных соотношениях «свойства материала – размеры».

Расчет период живучести тонкостенных элементов авиаконструкций при некоторых типовых нерегулярных нагрузках

Копырин Е.Н.,
МГТУ ГА, г. Москва

Специфика ответственных силовых элементов конструкций, заключающаяся, например, в невозможности использования принципов резервирования, повышенные требования к их надежности, ограниченность информации о повреждениях требуют применения для

задач оценки характеристик живучести вероятностно – статистических методов расчета, базирующихся на физических представлениях о развитии повреждений в конструкции.

Развитие усталостной трещины элемента конструкции контролируется размахом коэффициента интенсивности напряжений, который является параметром асимптотического распределения упругих напряжений в окрестности вершины трещины. Возможность прогнозирования процесса усталостного разрушения элемента обусловлена рядом достижений в области механики разрушения и развитием численных методов определения напряженно – деформированного состояния поврежденных элементов.

Для оценки живучести тонкостенных элементов конструкций исследовались основные закономерности развития усталостных трещин и определения несущей способности конструктивных элементов при различных условиях нагружения с привлечением численных методов и методов имитационной моделирования.

Для этого проведен анализ существующих в авиастроении конструктивных элементов планера воздушного судна, выявлены общие тенденции и характерные особенности конфигурации тонкостенных подкрепленных и неподкрепленных элементов и выбран ряд типовых расчетных схем, наиболее полно их имитирующих. Произведена классификация трещиноопасных зон планера самолета.

Исследование нагружения тонкостенных элементов авиаконструкций в процессе их эксплуатации позволило выбрать ряд схем их нагружения, имитирующих эксплуатационные нагрузки.

Основное внимание в работе уделено исследованию развития трещин в элементах под воздействием различного рода нагружения. В результате изучения существующих моделей кинетики усталостных трещин выделен ряд моделей роста трещин (линейных и нелинейных) и известных расчетных соотношений.

Решение связанной задачи (газовая динамика – прочности)

Крундаева А.Н., Габов Д.В.,
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Последнее время большое внимание уделяется проблеме решения связанных задач, когда два процесса моделируются вместе.

Для адекватного решения связанной задачи (газовая динамика – прочность) применительно к лопатке вентилятора, как и любой другой, необходимо создать математическую модель, которая в дальнейшем позволит моделировать такие явления как флаттер, автоколебания лопатки.

Данная работа заключается в получение НДС (напряженно деформированного состояния) и аэродинамических параметров лопатки

из последовательного решения систем уравнений прочности в решателе ANSYS Mechanical, аэродинамики ANSYS CFX и их связи.

Связь решений была реализована благодаря совместному решателю ANSYS Multi-field в ANSYS Workbench, в котором существует возможность получения нестационарного НДС методом FSI (Fluid Structure Iteration), при этом обмен данными происходит в течение одной итерации по времени. Совместный шаг по времени выбирался из условия обеспечения устойчивого решения в ANSYS и в ANSYS CFX с учетом свойств (собственные формы, частоты колебания и т.д.) объекта исследования и условий его работы (частоты вращения).

Метод FSI является перспективным инструментом расчета нестационарного НДС как на установившемся, так и на переходных режимах, что в свою очередь позволяет оценить автоколебания систем.

Он не требует дополнительной интерполяции для каждой итерации, таким образом снижается трудоемкость решения данного класса задач.

В FSI заложен процесс движения сетки, который начинается с движения узлов поверхностей интерфейса. Передвижение всех остальных узлов согласуется с моделью движения сетки по определенной закономерности.

Исходя из чего, можно сделать вывод: апробирован метод решения связанной задачи, который сравнен с пошаговым расчетом. По результатам сравнительного анализа можно сказать: получена довольно точная модель для расчета связанной задачи лопатки вентилятора.

К расчету кинетики трещин при случайных нагрузках

Никонов В.В.,
МГТУ ГА, г. Москва

При теоретических расчетах можно выделить три характерных направления к оценкам длительности трещин при случайных нагрузках. Первый основан на замене случайных нагрузок последовательностью детерминированных блоков. Наиболее часто при формировании блоков (блок-программное нагружение) случайные процессы схематизируются методом «дождевого потока». Затем с использованием линейных и нелинейных моделей проводится расчет и, при необходимости, экспериментальная проверка. Второе направление связано с реализацией в испытаниях случайных нагрузок и последующим установлением взаимосвязи характеристик циклической трещиностойкости со статистическими характеристиками процессов нагружения. Затем экспериментальные результаты обобщаются математическими моделями. Третье направление основано на гипотезе о возможности использования в расчетах эмпирических уравнений длительности роста трещин типа Пэриса-Эрдогана с параметрами, определенными при постоянной амплитуде нагружения. Случайный

характер нагружения учитывается путем введения некоторого эквивалентного размаха коэффициента интенсивности напряжений $\Delta K_{экв}$. При таком подходе расчет $\Delta K_{экв}$ проводится с использованием статистических характеристик случайного нагружения. В настоящем докладе сделана попытка ответить на три вопроса. Первый – применимы ли модели типа Пэриса-Эрдогана для расчетов вообще и каковы области их применения. Второй – как рассчитывать $\Delta K_{экв}$. Третий – какова точность расчетов.

В докладе приводится обоснование возможности применения в расчетах длительности роста трещин при случайном нагружении линейных моделей типа Пэриса-Эрдогана. При этом в качестве размаха коэффициента интенсивности напряжения используется эффективный размах коэффициентов. Вводится понятие «базовых» случайных нагрузок. Обсуждается характер и степень влияния пиковых нагрузок на длительность роста трещин. Теоретические результаты базируются на экспериментальных данных о длительности роста трещин в образцах-пластинах из авиационных материалов двух типов (Д16АТ аналог 2024-T3 и B95ATB – 7075T6) с толщинами 3 и 8 мм, характерные для обшивки крыла. Образцы представляли собой пластины размером в плане 450x100 мм с центральным сквозным надрезом.

При испытаниях со случайным нагружением воспроизводились стационарные гауссовские процессы.

Центральная частота процессов ω_0 выбиралась постоянной $\omega_0 = 62.8$ с-1. В процессе испытаний моделировались процессы различной сложности (с различной широкополосностью). Коэффициент широкополосности характеризуется отношением $\alpha = n_0 / n_{\max}$ (n_0 – среднее число положительных пересечений процессом своего среднего значения, $n_{\max}$ – количество максимумов).

Алгоритм расчетов длительности роста трещин при гармоническом нагружении с единичной перегрузкой

Фешкин Ю.В.,
МГТУ ГА, г. Москва

Необходимость создания конструкций, спроектированных по принципам «безопасных повреждений» или «безопасных разрушений», минимизирующих вероятность неконтролируемого распространения трещин усталости, требует совершенствования методов расчета характеристик живучести элементов конструкций воздушных судов при режимах нагружения, максимально приближенных к эксплуатационным, которые, отличаются существенной нерегулярностью.

Установлено, что после приложения цикла перегрузки происходит постепенное замедление роста трещины а нередко и полная её

остановка. При последующем нагружении на основном режиме трещина развивается замедленно, достигая через определенный период времени скорости, численное значение которой равно значению скорости развития трещины до приложения перегрузки. Количественными характеристиками явления замедления кинетики трещины при воздействии перегрузки являются число циклов замедленного развития или время задержки. Приращение длины трещины, соответствующее характеризует протяженность зоны влияния перегрузки по направлению её развития.

Для расчета этого эффекта, перспективным представляется использование моделей, учитывающих взаимодействие нескольких факторов. Их анализ свидетельствует о том, что наиболее полно механизм развития трещин усталости учитывает модель Мацуока. Он экспериментально установил эффект, заключающийся в том, что скорость роста трещины принимает минимальное значение не немедленно при перегрузке, а лишь после увеличения длины трещины.

В докладе для оценок длительности роста трещин предполагается модификация модели Мацуока, заключающаяся в аппроксимации скорости роста трещин в зоне влияния перегрузки экспоненциальной функцией. При этом приращение длины трещины рассчитывается с использованием приближенной зависимости, полученной на основе предположения о доминирующем влиянии фактора притупления вершины трещины на стадии ее роста от точки приложения перегрузки до точки минимального замедления.

В докладе приводится алгоритм и блок-схема расчетов длительности роста трещин. Для моделирования процесса развития усталостной трещины при нерегулярном нагружении предлагается использовать метод поциклового счета. Реализация алгоритма расчета кинетики усталостной трещины заключается в поцикловом вычислении: размаха КИН; текущего размера зоны пластической деформации; коэффициента замедления; приращения длины трещины за текущий цикл и текущей длины трещины усталости.

Вертикальный удар о воду слоистой пластины с легким наполнителем

Говоров А.А., Крупенин А.М., Мартиросов М.И.
МАИ, г. Москва

Рассматривается вертикальный удар о первоначально невозмущенную свободную поверхность идеальной сжимаемой жидкости, занимающей нижнее полупространство, круговой упругой слоистой пластины симметричного строения по толщине. Исследуется начальный этап взаимодействия, когда возникают максимальные гидродинамические давления и характеристики реакции достигают предельных значений.

Толщины несущих слоев и заполнителя известны и отнесены к радиусу пластины. Для изотропных несущих слоев приняты гипотезы Кирхгофа о несжимаемости, прямолинейности и перпендикулярности нормали к деформированной срединной поверхности. В несжимаемом по толщине сплошном заполнителе деформированная нормаль остается прямолинейной. Заполнитель считается легким, т. е. не учитывается его работа в тангенциальном направлении. При этих допущениях получены и проанализированы уравнения движения пластины. На контуре пластины предполагается наличие жесткой диафрагмы, препятствующей относительному сдвигу слоев. Влиянием воздушной прослойки между падающей пластиной и свободной поверхностью жидкости на характер ударного взаимодействия пренебрегаем.

Гидродинамическое давление, действующее на пластину при ударе, определяется приближенно с учетом сжимаемости жидкости как для однослойной изотропной пластины.

Задача решается численно (метод конечных разностей по координате и метод Рунге-Кутты по времени). Расчеты выполнены в среде MathCAD Professional 2001 применительно к упругой трехслойной пластине при ее вертикальном ударе о воду. В качестве несущих слоев пластины рассматривается алюминиевый сплав Д16Т, а в качестве заполнителя – фторопласт-4. Получены и проанализированы эпюры гидродинамических давлений, нагрузок, перемещений, скоростей, ускорений и напряжений по времени и координате (по слоям). Проводится параметрический анализ. Дается сравнение полученных численных результатов с некоторыми имеющимися теоретическими и экспериментальными данными, полученными другими авторами при решении подобной задачи (обзор литературы по рассматриваемой проблеме приводится). Выработаны практические рекомендации по использованию полученных результатов применительно к авиационным системам.

Весовая эффективность силовых элементов конструкции отсека фюзеляжа гражданских самолетов

Канчая Рохас Рауль Анхель
МАИ, г. Москва

Вес конструкции фюзеляжа современных гражданских самолетов превышает вес крыла, поэтому необходимо разработать методы его минимизации: применением рациональной силовой схемы, применением материалов с более высокой удельной прочностью, повышением допустимых напряжений, применением новых прогрессивных конструкций и технологических процессов.

В настоящее время весовые формулы учитывают схемные, компоновочные и другие особенности самолета и определяют массу

конструкции на основе статистики и весовых соотношений, зависящих от действующих нагрузок и размеров, с глубокой теоретической обоснованностью, с большим числом учитываемых параметров и расчетных величин.

Необходимо вести корректировки в формулах и исправлять статистические коэффициенты, так как с каждым новым поколением самолетов появляются элементы новизны, которые тоже нужно учитывать, и это приводит к увеличению числа учитываемых параметров.

В данной работе проводится анализ статистических данных современных фюзеляжей пассажирских самолетов, вводятся новые коэффициенты с учетом изменений форм, применяемых материалов, конструктивных и технологических особенностей и т.д. Вводятся изменения в весовых формулах отсека фюзеляжа так, чтобы не просто определять массу той или иной части конструкции, но и дать достоверное заключение об изменении ее величины при оптимизации или изменении какого-либо параметра, чтобы знать насколько эффективно они получились.

При подготовке данной работы были собраны основные (в т.ч. и зарубежные) опубликованные методы и формулы весового расчета фюзеляжа.

Устойчивость жесткого симметричного ротора в упруго-демпферных подшипниках скольжения

Ермилов Ю.И.
МАИ, г. Москва

Наиболее широко упруго-демпферные подшипники с жидкостной смазкой используются в турбокомпрессорных агрегатах наддува двигателей внутреннего сгорания. К этому типу подшипников относятся также лепестковые газодинамические подшипники, используемые в турбохолодильниках систем кондиционирования самолетов, в малых энергетических установках и являющиеся перспективными для использования во вспомогательных силовых установках и малых турбореактивных двигателях.

Упруго-демпферные подшипники скольжения позволяют достаточно легко устранить самовозбуждающиеся колебания ротора, присущие подшипникам скольжения с жестким закреплением, и добиться устойчивости вращения ротора практически при любых частотах вращения, ограниченных лишь прочностью ротора.

В этих условиях актуальным является определение запаса устойчивости ротора не по частоте вращения, а по внешним возбуждающим силам, возникающим в проточных частях турбомшины,

уплотнениях, между электрической частью статора и ротора в случае наличия в турбомашине электродвигателя и генератора.

Внешние возбуждающие силы, в первом приближении, прямо пропорциональны мощности турбомшины. При возрастании мощности турбомшины в номинальном режиме частота вращения, как правило, не изменяется или уменьшается. Поэтому, в отличие от внутренних сил возбуждения в подшипниках скольжения, которые возрастают приблизительно пропорционально частоте вращения, силы внешнего возбуждения при проектировании новой турбомшины с увеличенной мощностью растут при постоянной или снижающейся рабочей частоте вращения ротора.

В докладе представлен и проанализирован метод определения запаса устойчивости вращения ротора по силам внешнего и внутреннего возбуждения для ротора в обычных и упруго-демпферных подшипниках скольжения. В частности, показано, что ротор, обладающий высокой предельной частотой вращения, значительно превышающей максимальную частоту вращения ротора турбомшины, может иметь малый запас устойчивости к внешним силам возбуждения.

Представлен и проанализирован метод определения устойчивости ротора в упруго-демпферных подшипниках через эквивалентные коэффициенты жесткости и демпфирования, позволяющий существенно упростить определение и анализ зависимости частоты автоколебаний и предельное значение внешнего возбуждения, действующего на ротор.

Исследование запреградного действия вторичных осколков дистанционных средств поражения по агрегатам систем воздушного судна

Агаев З.Н., Беляев В.П., Березовский Д.В.
ВАИУ, г. Воронеж

В настоящее время при исследовании вопросов боевой живучести (БЖ) воздушных судов (ВС) широко применяется проведение стрельбы типовыми средствами поражения (СП) по реальным самолетам, элементам планера и оценка работоспособности систем самолета после воздействия СП.

В работе приводятся данные экспериментальных исследований, которые проводились на специализированных площадках ВАИУ (г. Воронеж). Целью экспериментальных исследований было: первое – оценка количества вторичных осколочных поражающих элементов (ОПЭ) при пробитии преграды с различной толщиной обшивки; второе – определение влияния толщины обшивки на угол разлета вторичных ОПЭ; третье – определение влияния толщины кевларовой ткани на энергию потока вторичных ОПЭ.

Для оценки параметров вторичного осколочного поля за обшивкой и кевларовой тканью устанавливались листы отожденного ватмана (экран). В качестве метаемого тела использовались стальные ОПЭ массой 2.0 грамма с диаметром и высотой 8.0 мм., являющиеся аналогом осколков БЧ ракет «Усовершенствованный Хок». Метание осколков производилось взрывным способом, и было максимально возможно приближено к реальным условиям высокоскоростного ударного взаимодействия осколков с испытываемыми образцами.

После пробития обшивки ВС средствами поражения на агрегаты самолета воздействует основной ОПЭ, который в результате встречи с преградой на скорости более 1400 м/с делится на несколько частей, и поток вторичных осколков, образовавшихся в результате отколовшихся частичек обшивки. Поток вторичных осколков воздействует на агрегаты ВС, которые претерпевают те или иные изменения от исходного состояния.

В ходе проведения экспериментальных исследований было выявлено, что угол разлета вторичных поражающих элементов изменяется, в зависимости от толщины обшивки в пределах 40° – 75°. Этот факт в итоге приводит к увеличению запреградной площади поражения агрегатов. Увеличение толщины обшивки сопровождается увеличением числа вторичных поражающих элементов. Вторичные ОПЭ обладают большой скоростью и температурой и фактически не пробивают, а прожигают отверстия в агрегатах.

Анализ результатов исследований показывает, что только 25 – 40 % от общего количества вторичных ОПЭ могут нанести поражение агрегатам ВС, остальные осколки обладают недостаточной энергией.

Таким образом, в результате проведения экспериментальных исследований было выявлено, что кевларовая ткань СВМ с разным количеством слоев, способна задерживать 60...85 % вторичных осколков от общего их количества.

Организация безопасного производства антикоррозионных покрытий деталей летательных аппаратов на предприятиях авиационного машиностроения

Вострикова С.М.,
МАИ, г. Москва

Летательные аппараты эксплуатируются в различных условиях, поэтому необходимо создавать надёжную защиту от воздействия на них различных факторов окружающей среды. Для этого на поверхности деталей образуют защитные покрытия. В авиационных конструкциях широко применяются защитные металлические покрытия цинком, кадмием, хромом и некоторыми другими металлами.

При нанесении защитных покрытий выделяется большое количество загрязняющих веществ, оказывающих негативное воздействие на окружающую среду, работающих на предприятии и население селитебных территорий.

Для оценки безопасности производства применяется интегральный показатель безопасности, учитывающий социо-эколого-экономические аспекты гальванического производства. Данный показатель основан на разработанной четырёхуровневой системе показателей безопасности гальванического производства. Каждый уровень характеризует степень безопасности производства, зависящую от различных факторов.

Интегральный показатель безопасности рассчитывается в двух вариантах: для общества и предприятия и представляет собой ущербы, нанесённые окружающей среде, работающим на предприятии и населению, подверженному воздействию гальванического производства.

При выборе экономически эффективной структуры безопасного производства ставится двухкритериальная задача выбора оптимальной структуры гальванического производства, обеспечивающая максимизацию чистого дисконтированного дохода ($ЧДД \rightarrow \max$) и минимизацию интегрального показателя безопасности гальванического производства ($УСУМ \rightarrow \min$). При решении оптимизационной задачи требуется выполнение нормативных ограничений на концентрацию вредных веществ в стоках, концентрацию вредных веществ в воздухе населённых мест и рабочей зоны, удовлетворение требований по физико-химическим показателям воды, используемой в гальваническом производстве, а также учитываются ограничения по площади цеха и по располагаемым финансовым ресурсам.

Проведён выбор экономически эффективной структуры на основе четырёхуровневой системы и поставленной задачи. Даны экономически обоснованные рекомендации по повышению безопасности гальванического производства.

Экспериментальное определение механических характеристик наноструктурированных лакокрасочных покрытий

Гаврилов Д.Г., Мамонов С.В., Мартыросов М.И., Рабинский Л.Н.,
МАИ, г. Москва

В работе проводятся экспериментальные исследования по определению механических характеристик образцов из стали, на которые наносятся наноструктурированные лакокрасочные покрытия. Образцы для испытаний представляют собой пластины прямоугольной формы 12 мм x 120 мм из листовой прокатной стали (толщина листа 1,5 мм). Перед нанесением лакокрасочных покрытий на исследуемые образцы проводилась предварительная подготовка поверхностей: обезжиривание (удаление с поверхности органических загрязнений) и

фосфатирование (для улучшения адгезии покрытий и замедления распространения подпленочной коррозии). Затем наносилась полимерная порошковая краска фирмы Europolveri (Италия) на эпоксидно-полиэфирной основе электростатическим распылением (цвет RAL 9005 по международному стандарту). Далее для повышения механических свойств и придания поверхности дополнительной износостойкости и ударопрочности на окрашенную поверхность наносился прозрачный керамический нанолак CeramiClear Deltron D8105 фирмы PPG Industries (США). Этот лак содержит микроскопические керамические частицы, которые беспорядочно плавают в жидком лаке, а затем, затвердевая в печи полимеризации, образуют густую сетчатую структуру, которая выступает в качестве защитного слоя окрашенной поверхности.

Толщина покрытия контролировалась электронным толщиномером QuaNix 7500 (Германия), предназначенным для измерения толщины покрытия на ферромагнитных и неферромагнитных поверхностях.

Проводились эксперименты с указанными образцами на центральное растяжение и четырехточечный изгиб, сравнивались их механические характеристики с аналогичными образцами без покрытия, а также с образцами, на которые на порошковую краску наносились упрочняющий полиуретановый лак или декоративный лак Glitter, не являющиеся наноструктурированными. Эксперименты проводились на универсальной испытательной машине Zwick Z100 (Германия).

Даются рекомендации по практическому использованию керамического лака для придания наружным поверхностям различных изделий авиационной техники повышенной прочности, износостойкости и долговечности.

Работа выполнена при финансовой поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы по лоту «Проведение научных исследований коллективами научно-образовательных центров в области нанотехнологий и наноматериалов», госконтракт №02.740.11.0790 от 17.05.2010г.

Дорожная карта нанотехнологий в аэрокосмической промышленности

Карасев О.И., Токарев Б.Е.,
ИСИЭЗ ГУ-ВШЭ, г. Москва

Согласно Стратегии развития авиационной промышленности Российской Федерации на период до 2015 года, Россия должна увеличить долю мирового рынка авиационной техники, позиционируя Россию как один из центров авиастроения с выходом на глобальные рынки авиационной техники. В сфере гражданской авиации для обеспечения конкурентоспособности отечественных образцов

авиатехники требуется разработка перспективных технологий, направленных на создание безопасных, более грузоподъемных, с более высокой энергетической вооруженностью и экологически чистых воздушных судов с высокой топливной эффективностью. Одним из ключевых направлений такого развития эксперты отрасли видят в разработке новых технологий и новых материалов для использования в технике.

Институт статистических исследований и экономики знаний (ИСИЭЗ) ГУ-ВШЭ по заказу Государственной корпорации «Роснано» проводит работы по оценке долгосрочных перспектив развития наноиндустрии в России и построения дорожных карт для формирования инновационной стратегии Корпорации. Проектами предусмотрено проведение исследований по методологии Форсайта, разработка системы дорожных карт для отраслей и продуктовых групп, формирования системы статистического мониторинга деятельности в сфере нанотехнологий.

Одним из приоритетных направлений работ в рамках Форсайта является разработка перспективных инновационных стратегий использования нанотехнологий в сфере аэрокосмической промышленности. Целью проекта является определение перспективных рыночных ниш для инновационных продуктов в сфере авиации и космоса, а также технологий, необходимых для их успешной коммерциализации. Концепция исследования основывается на согласованном видении перспектив развития отрасли всеми ключевыми организациями, относящимися как к сфере исследований и разработок, так и к реальному сектору экономики. В общей сложности в исследовании приняли участие более 100 ведущих специалистов аэрокосмической промышленности.

В результате проекта разработаны Дорожные карты использования нанотехнологий в авиационной и ракетно-космической промышленности – документы, обобщающие мнение экспертного сообщества о важнейших нанотехнологиях и созданных на их основе продуктах, способных оказать существенное влияние на развитие данных отраслей, динамике их технологического уровня, будущих областях применения и рынках.

Согласно мнению экспертного сообщества, нанотехнологии будут активно внедряться в аэрокосмическом производстве в ближайшее десятилетие. Полученные в исследовании результаты позволили оценить перспективы рыночного спроса на наноматериалы. Определены приоритеты нанотехнологий и выработаны стратегии их развития.

Методика определения сложности геометрии математической модели изделия

Козаченко Д.А., Бодрышев В.В.,
МАИ, г. Москва

Рынок предъявляет все более жесткие требования к создаваемым изделиям. Это и сокращение времени выхода на рынок, и снижение стоимости, и повышенные требования к качеству создаваемого изделия, снижение затрат на эксплуатацию. В ближайшем будущем главным конкурентным преимуществом компаний, разрабатывающих новые изделия, станет гарантированный результат с минимальными затратами времени. Другими словами потребуются увеличить скорость КТПП с повышением качества. Одним из способов увеличения скорости КТПП является автоматизация однотипной, часто повторяющейся работы, характеризующийся большими объемами и трудоемкостью. Одной из таких работ является процесс оформления чертежей по ЕСКД и другим стандартам. В связи с широким применением информационных технологий в КТПП оформление чертежа стало для конструктора, технолога рутинной работой, требующей большого количества времени и механических навыков работы с программным обеспечением. В диссертационной работе предлагается увеличить скорость КТПП за счет внедрения метода аутсорсинга чертежных работ. **Ключевым элементом** реализации, предлагаемого метода работ, является методика автоматического определения сложности оформления чертежа и распределение рекомендаций на выполнения работ привлекаемым бизнес-партнерам. Автоматизация этого процесса позволит существенно сократить время от передачи данных Заказчика до реального начала выполнения работ, позволит вести статистику по ключевым параметрам. **Суть метода** состоит в следующем: По анализу имеющейся САД модели и её дерева построения пересчитать все общие критерии, влияющие на сложность геометрии изделия и на основе таблиц соответствия выбрать критерий сложности геометрии ММ изделия (С). Предложенные в работе математические модели и алгоритмы потока работ позволят реализовать алгоритм аутсорсинга чертежных работ на новом техническом уровне, при помощи современных информационных систем и средств разработки программного обеспечения. Такой метод работы обеспечит более совершенную технологию организации процесса оформления КТД в рамках единой системы разработки изделия. Любая организация, выпускающая конструкторскую документацию, сможет достичь феноменальной гибкости, т.е. возможность мгновенно расширить штат сотрудников для выполнения однотипной, но очень трудоемкой работы в минимальный отрезок времени, и также вернуться к обратному состоянию после завершения процесса выпуска КТД. Что значительно снижает административные

издержки компании. Научной новизной реализации данной работы является автоматический алгоритм анализа сложности геометрии математической модели изделия, созданной в системе твердотельного моделирования. Методика предложенная в данной диссертационной работе позволяет наладить эффективное взаимодействие с творчески мыслящими людьми и людьми исполнительного склада ума, обеспечивая им самое главное преимущество: эффективное получение свободных остатков за счет гибкого управления своим временем. А как мы все знаем - время самое ценное, что есть у человека!

Техническое обслуживание воздушных судов: особенности материально-технического обеспечения

Степаненко А.Ю.,
МАИ, г. Москва

Материально-техническое обеспечение работ по техническому обслуживанию и ремонту воздушных судов (МТО ТОиР ВС) – одна из составляющих логистической цепочки по эксплуатации и поддержанию летной годности парка авиакомпании.

Имеются две основные группы материалов, для которых процессы МТО значительно различаются. Первая группа материалов – оборачиваемые (ремонтнопригодные) запасные части. Вторая группа материалов – расходные (невосстановимые) запасные части и материалы.

В докладе рассматриваются особенности планирования потребностей для второй группы – расходных частей и расходных материалов (РЧ и РМ), а также способы реализации планирования потребности в таких материалах в рамках интегрированной ERP-системы.

В докладе приводится классификация категорий потребностей в расходных частях и расходных материалах, применяемых в ходе работ по техническому обслуживанию и ремонту воздушных судов. Для каждой категории потребностей, как плановой, так и внеплановой, анализируются их источники, а также способы расчета, как для целей бюджетирования, так и для целей планирования закупок и оперативного обеспечения.

Рассматриваются особенности планирования, связанные с различными горизонтами формирования потребностей и сроками заготовки материалов, а также особенности учета сроков годности и взаимозаменяемости материалов в авиационной отрасли.

В докладе приводятся рекомендации по реализации механизмов планирования потребности в ERP-системе в соответствии с передовыми практиками, применяемыми в авиационных компаниях.

Оперативный учет выполнения работ ТОиР воздушных судов

Степаненко В.А.,
МАИ, г. Москва

Работы по техническому обслуживанию и ремонту воздушных судов (ТОиР ВС) являются залогом сохранности их летно-технических характеристик, что обеспечивает безопасность и регулярность авиарейсов.

В качестве программной платформы для реализации автоматизированной системы управления ТОиР ВС могут быть использованы ERP системы. Функциональность развитых систем данного класса позволяет вести программу обслуживания для ВС любых типов, планировать и формировать пакеты работ по обслуживанию ВС, планировать и создавать заказы на закупку необходимых для выполнения работ материально-технических ресурсов. Их стандартные инструменты, как правило, привычны для пользователей персональных компьютеров – это диалоговые окна, с которыми можно работать используя клавиатуру и мышь. Однако техника, выполняющим ТО для оперативной работы с системой на рабочем месте нужны более простые инструменты, обеспечивающие высокую скорость занесения информации в систему и минимизацию возможности занесения некорректных данных.

В докладе в качестве такого пользовательского интерфейса предложен терминал, основным средством ввода для которого служит устройство автоматического считывания информации с сопроводительных документов.

Для обеспечения работы этого интерфейса при формировании пакета работ для каждой работы печатается отдельная карта (Job Card). Такая карта состоит из двух частей. Первая – собственно иллюстрированная инструкция для техника по проведению той или иной работы (берется из сопроводительной документации к ВС). Вторая часть – титульный лист карты, содержащий уникальный системный номер работы.

Предлагаемый интерфейс обеспечивает следующую последовательность действий. При получении набора работ (карт) техник подходит к считывателю, прикладывает пропуск, прикладывает карту. Этим обеспечивается авторизация техника в системе и отмечается факт начала работы. Тут же на экране может быть отображен перечень материалов, требуемых для выполнения работы, и их наличие на складе. При выдаче материала со склада так же используется считывание карты, чтобы зарегистрировать отпуск предварительно зарезервированного материала под данную работу. После окончания работы технику снова достаточно подойти к считывателю и приложить карту для регистрации факта завершения работы и, если необходимо, для регистрации возврата на склад неизрасходованных материалов.

В результате обеспечивается оперативный учет выполнения работ. Получаемые в этом случае реальные данные о фактических трудозатратах и количестве использованных расходных материалов помогают в дальнейшем более точно планировать работы и смены под них, а также рассчитывать оптимальный объем складских запасов. Этим достигается более эффективная работа предприятия.

Формализация задачи планирования технического обслуживания пассажирских самолетов

Махорин А.О.,
МАИ, г. Москва

В докладе рассмотрена формализация задачи календарного планирования технического обслуживания (ТО) пассажирских самолетов, составляющих парк авиакомпании. Целью формализации является построение частично-целочисленной модели математического программирования для формирования оптимальных планов ТО с использованием метода ветвей и отсечений.

Основными компонентами модели, для описания которых используются двоичные переменные, являются отображение, определяющее распределение самолетов по ангаро-местам, а также частичный порядок на множестве работ ТО, определяющий порядок их выполнения во времени. Рассматриваемая задача относится к классу задач составления многопроцессорного расписания и является NP-полной.

Известно, что одно и то же множество допустимых решений ЦЛП-задачи имеет бесконечно много различных описаний. При этом выбор конкретного описания существенным образом влияет на время, необходимое методу ветвей и отсечений для отыскания оптимального или субоптимального решения. В связи с этим предложены три различных описания основных компонент модели, отмечены основные преимущества и недостатки каждого из них, рассмотрены соответствующие классы отсечений.

Также в докладе приведен пример решения рассматриваемой задачи с использованием реальных данных для планирования ТО парка самолетов ОАО “Аэрофлот”.

Особенности материально-технического обеспечения работ по техническому обслуживанию парка воздушных судов

Бондаренко А.В.
МАИ, г. Москва

Одной из важнейших задач при эксплуатации воздушных судов в гражданской авиации, является поддержание оптимального уровня

запасов агрегатов на складах на протяжении всего периода эксплуатации парка воздушных судов (ВС). В отличие от традиционных задач материально технического обеспечения производственных процессов, данная задача имеет следующие особенности:

1. Работы по техническому обслуживанию ВС – источник потребностей в запасных агрегатах - регламентируются большим количеством регулярно изменяющейся документации распространяемой как сами производителями воздушных судов, так государственными контролирующими органами.
2. Потребность в запасных частях может возникать не только от работ по плановому техническому обслуживанию ВС, но и из-за внезапных отказов (или подозрений на отказ).
3. В составе запасов существенное место занимают оборотные агрегаты – запасные части, которые могут пройти процесс восстановления/ремонта и после этого использоваться снова.

При этом большое количество внезапных отказов подразумевает вероятностный механизм определения необходимого количества запчастей, а высокая оборачиваемость (цикл восстановления) требует более гибких схем поставки, таких как формирование общих обменных фондов между несколькими авиакомпаниями (пулов).

В докладе подробно анализируются названные особенности и предлагаются способы их учета при создании системы материально-технического обеспечения авиакомпаний с учетом их взаимодействия с организациями-поставщиками, в том числе обеспечивающими пульный обмен. При этом рассматриваются как точные методы планирования, так и планирование на основе истории потребления. Также рассматривается планирование обеспечения потребностей, возникающих в результате внеплановых отказов, на основе статистики собственной истории авиакомпании, или данных, полученных от производителя в рамках обмена информацией по специализированному стандарту ATA SPEC2000.

Бесконтактный метод автоматизированного контроля геометрических характеристик центрально-осевых деталей

Князь В.А., Максимов А.А., Иловайская Е.Б.

ГосНИИАС, Москва

Контроль геометрических параметров дисков и валов является важным элементом производства и обеспечения заданных технических характеристик промышленных изделий. Традиционные механические методы контроля не позволяют обеспечить анализ всего спектра возможных отклонений от заданной формы. Большинство используемых в настоящее время методов и средств измерений позволяют измерять лишь отдельные геометрические параметры и не обеспечивают

требуемой производительности измерений. Перспективным направлением геометрического контроля параметров центрально-осевых деталей является развитие оптических бесконтактных методов измерений.

Разработан бесконтактный метод контроля полного спектра геометрических параметров центрально-осевых деталей, основанный на создании фотограмметрическими методами трехмерной компьютерной модели диска или вала и последующем анализе полученной модели на соответствие заданной CAD-модели.

Для реализации технологии разработан аппаратно-программный комплекс, обеспечивающий проведение высокоточных бесконтактных измерений множества координат поверхности диска или вала и создание его трехмерной компьютерной модели. Разработано программное обеспечение, позволяющее проводить комплексный анализ полученной модели: сегментацию, измерение геометрических параметров и сравнение с CAD-моделью исходного объекта.

Разработанная технология обеспечивает возможность всестороннего анализа геометрии объекта. Также преимуществом предложенной технологии является возможность достижения высокой степени автоматизации процессов измерений и контроля и возможности совершенствования методов и средств измерений.

Проведенные экспериментальные исследования показали высокие технические характеристики разработанной технологии, такие как темп измерений на уровне 50 Гц, точность измерений на уровне 0.02 мм.

Определение остаточных напряжений и деформаций при фрикционной сварке панелей из алюминиевых сплавов

Кашук Н.М.,

НИАТ, г. Москва

В последнее время трехслойные панели из алюминиевых сплавов находят все большее применение в различных отраслях промышленности: панели пола грузовых самолетов, настилы взлетно-посадочных полос на пересеченной местности, корпуса вагонов, палубы судов и т.д. Высокая жесткость в сочетании с низкой массой делает такие панели перспективной заменой традиционным балочным конструкциям.

Дуговая сварка панелей помимо традиционных для алюминия проблем, таких как пористость и трещинообразование, приводит к возникновению в соединении значительных остаточных напряжений и деформаций. Для их снижения необходимо применять способы сварки, обеспечивающие малое тепловложение, например фрикционную сварку.

Для точного определения остаточных напряжений и деформаций в свариваемой заготовке предлагается использовать методы численного

моделирования. В ходе выполнения работы была построена тепловая модель процесса фрикционной сварки, позволяющая с высокой точностью определять температуру нагрева в любой точке свариваемых заготовок. На основании полученных тепловых полей проводился расчет остаточных напряжений и деформаций. Таким образом, была построена конечноэлементная модель, позволяющая исходя из мощности источника теплоты, теплофизических свойств свариваемого материала, геометрии заготовок, конструктивно-технологических параметров инструмента, а также параметров режима сварки определять значение остаточных напряжений и деформаций при фрикционной сварке трехслойных алюминиевых панелей.

Путем проведения серии расчетов можно подбирать параметры процесса, обеспечивающие получение минимальных остаточных напряжений и деформаций при качественном формировании шва.

Анализ работы эжекторных устройств, используемых в составе оборудования для струйно-абразивной обработки

Монахова В.П., Хлевной А.
МАИ, г. Москва

Эжекторные устройства применяются для решения широкого круга задач различных отраслей промышленности: для транспортирования и смешивания газов, паров, жидкостей и твердых веществ; в конденсационных системах паросиловых установок; в вакуумной технике; в газосборных сетях; в качестве эжекторных усилителей тяги.

Одним из важных вопросов, возникающих при проектировании и определяющих эффективность использования эжекторных устройств, является выбор их принципиальной схемы.

Анализ результатов ранее проведенных экспериментальных исследований и имеющихся в литературе данных показал, что для схемы с центральным расположением эжектирующего сопла, ось которого совпадает с продольной осью цилиндрической камеры смешения основными конструктивными параметрами, влияющими на эффективность эжекторных устройств, являются:

- соотношение площадей поперечного сечения эжектирующего и эжектируемого потоков на входе в камеру смешения;
- относительная длина камеры смешения;
- расстояние от среза эжектирующего сопла до входа в камеру смешения;
- угол раскрытия диффузора;
- относительная длина диффузора.

Однако, при проектировании схемы необходимо рассматривать не только зависимость характеристик эжекторных устройств от конкретного конструктивного параметра, но от их совокупности.

Рассматривается задача улучшения характеристик эжекторных устройств за счет оптимизации их конструктивных параметров.

Приводится схема разработанной экспериментальной установки и алгоритм предполагаемых исследований эжекторных устройств применительно к оборудованию, используемому для струйно-абразивной обработки.

Обсуждается состав промышленных эжекторных установок для струйно-абразивной обработки, их преимущества и недостатки, а также возможности повышения их эффективности.



ОАО "Протон - Пермские моторы" - серийный производитель для аэрокосмической, энергетической и атомной промышленности.
Надежность во всем!

3. Ракетные и космические системы

Теоретические основы интегрированной инерциально-спутниковой системы управления космическими транспортными средствами и опыт первых ее применений при выведении КА "Метеор-М" и "Globalstar-2"

Дишель В.Д.

НПЦ АП, г. Москва

Излагается новый подход к формированию избыточности внешнетраекторных измерений в задачах динамической фильтрации данных инерциальных и неинерциальных, прежде всего, спутниковых навигационных систем. Подход ориентирован на применение в интегрированных системах управления (ИСУ) динамическими объектами, в том числе, с необратимым характером процессов управления и повышенной из-за этого чувствительностью контура наведения к качеству входной навигационной информации, прежде всего, к достоверности, сглаженности, уровню шумовых ее составляющих.

Представлен теоретический анализ интервально-пространственного метода формирования измерительной избыточности, как основы подхода. Прием и накопление измерений в нем происходят не в точке, как в традиционном для динамических объектов пространственном методе, а на целом временном интервале. Ни в авиации, ни в морском транспорте, ни тем более в ракетной технике с ее высокими скоростями данный метод до недавнего времени применения не находил. Причиной этому, как показывается в докладе, являются запаздывания в использовании поступающих внешнетраекторных измерений и вытекающая отсюда необходимость восстановления на интервале запаздывания быстроменяющихся значений кажущихся параметров движения.

Дается изложение методики, позволяющей преодолеть имеющиеся сложности и распространить метод на обработку траекторных измерений в текущем времени в интересах задачи оперативного управления высокодинамичных объектов.

Излагается разработанный в рамках предлагаемого подхода метод идентификации инструментальных погрешностей инерциальных измерений. Он построен на аналитической зависимости между накапливаемыми на некотором интервале погрешностями компонент кажущейся скорости, порождаемыми систематическими составляющими погрешностей инерциальных измерений, и обусловленными теми же причинами и приобретаемыми на том же интервале погрешностями полных навигационных данных. Оцениванию

в классическом смысле с применением метода динамической фильтрации подвергается вектор состояния минимальной размерности, содержащий лишь основные переменные - текущие координаты и компоненты скорости. Оценивание остальных параметров осуществляется на основе найденной вышеупомянутой зависимости. На ее основе строятся и формулы квадратичного приближения фундаментальной матрицы и матриц возмущений. Они предпочтительнее известных линейных своих аналогов при применении, например, в ковариационном канале фильтра Калмана.

Подход и полученные на его основе теоретические результаты в совокупности представляют новую разновидность метода динамической фильтрации. Они же стали фундаментом инерциально-спутниковых ИСУ космическими транспортными средствами. Обсуждаются результаты применения такой ИСУ при управлении разгонным блоком "Фрегат" в миссиях выведения им КА «Метеор-М» и КА «Globalstar-2». Указанные миссии являются примерами первых в мире практических применений инерциально-спутниковых ИСУ в космических средствах выведения.

К вопросу решения некорректных задач оперативного определения параметров движения космических аппаратов по измерениям текущих навигационных параметров.

Байрамов К.Р., Попов Д.Н.,

Военная академия РВСН им. Петра Великого, г. Москва,

Главный испытательный центр испытаний и управления космических средств им. Г.С. Титова, г. Краснознаменск.

Рассмотрены вопросы разработки технологической модели решения некорректных задач определения параметров движения КА в нештатных ситуациях. Разработан метод и алгоритм определения параметров движения космического аппарата (КА) по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) с использованием оценок сжимающего типа при наличии ограничений. Особенностью реализации указанного методического решения являются рациональные алгоритмические и методические решения организации вычислений опорного вектора с учетом ограничений и вычисления параметра регуляризации α в зависимости от величины невязки.

Одной из причин некорректной постановки задачи определения вектора состояния (ВС) КА в условиях выборки ИТНП ограниченного объема является недостаточный объем измерительной информации для уточнения всех оцениваемых компонент ВС. В этих условиях для получения решения, которое укладывалось бы в предъявляемые требования по точности, используются подходы, в основе которых лежит идея использования тех или иных априорных сведений о

движении КА. Такого рода пути повышения точности оценивания ВС по малым выборкам ИТНП требуют отказа от требования несмещенности оценки и перехода к методам смещенного оценивания.

Применение теории квазирешений на компакте может быть положено в основу подхода к получению смещенных оценок по выборке ИТНП в соответствии с характером априорных данных о ВС КА. Указанный подход является развитием теории построения регуляризации по Тихонову, разработанный для решения некорректных обратных задач.

Регуляризованная оценка ВС находится в результате минимизации сглаживающего функционала. Интерпретацию указанного подхода целесообразно применять имея информацию об априорном значении вектора поправок или располагая методическим аппаратом для его получения. В этом случае регуляризованная оценка вектора поправок ВС находится в результате минимизации на каждой итерации функционала. Регуляризованные оценки, получаемые с использованием указанного функционала относятся к классу смещенных редуцированных оценок сжимающего типа, обладающих рядом оптимальных свойств. Вместе с тем, анализируя современное состояние теории и практики смещенного редуцированного оценивания, следует отметить, что на практике имеют место проблемы, связанные с отсутствием полноты исследований, связанных с формированием стабилизирующего функционала и построения рациональных решений реализации указанного подхода в рамках итерационной процедуры определения параметров движения (ОПД). Указанные проблемы являются одной из причин, затрудняющей широкое использование данного подхода на практике в автоматизированных системах в условиях массового проведения работ по оперативному баллистико-навигационному обеспечению (ОБНО) управления КА.

О возможностях комплексной обработки информации в бесплатформенном гравинерциальном навигационном комплексе

Сулаков А.С., Афонин А.А., Тювин А.В., Евстратов А.Д.,

МАИ, г. Москва

В докладе освещены вопросы разработки и исследования алгоритма оценивания параметров ориентации, навигации, гравиметрии и коррекции бесплатформенного гравинерциального навигационного комплекса (БГНК), разрабатываемого на кафедре «Автоматизированные комплексы систем ориентации и навигации» МАИ в рамках НИОКР, направленных на реализацию концепции векторных гравиметрических измерений. Рассматриваемый алгоритм построен в рамках комплексирования бесплатформенной инерциальной (БИНС) и спутниковой (СНС) навигационных систем на базе схем оптимальной Калмановской фильтрации (разомкнутой и замкнутой). Отличительной

особенностью предлагаемой структуры оптимального фильтра Калмана (ОФК) является расширение вектора оцениваемых параметров систематическими ошибками СНС в определении проекций геоцентрического радиус-вектора объекта. Подобная модернизация, по мнению авторов, может иметь принципиальное значение в случае замкнутой схемы включения ОФК в систему при условии начальной выставки БИНС, превосходящей по точности СНС в определении координат, а именно, появляется возможность оценивания систематической ошибки СНС с точностью, приближающейся к точности начальной выставки БИНС. Указанная возможность подтверждена результатами соответствующего имитационного моделирования разработанного алгоритма БГНК, проведенного в виртуальной компьютерной среде Mathcad для случая работы БГНК с неизменным спутниковым созвездием. В то же время отмечено, что ошибку СНС, работающей в стандартном режиме, упрощенно можно представить в виде нецентрированного белого шума, при этом его математическое ожидание может изменяться в зависимости от текущего рабочего спутникового созвездия. При этом предложена, обоснована и подтверждена результатами имитационного моделирования принципиальная возможность оценивания изменяющейся при смене рабочего созвездия систематической ошибки СНС комплексом посредством присвоения (в момент смены рабочего созвездия) элементам матрицы ковариации, соответствующим ошибкам СНС, их начальных значений.

На следующем этапе работ планируется доработка представленной методики комплексирования, усовершенствование алгоритма БГНК и имитационной модели его работы, в частности, применением более совершенных моделей ошибок как СНС, так и инерциальных датчиков, входящих в состав комплекса.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проектам 2.1.2/5938 аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2010 годы)», НК–528П/58 ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы».

Анализ влияния статической и динамической асимметрии на вращательное движение капсулы при управляемом развертывании тросовой системы

Наумов О.Н.,
СГАУ, г. Самара

В данной работе исследуется движение относительно центра масс капсулы на упругом тросе при наличии у нее статической и динамической асимметрии. Под статической асимметрией в данной

задаче понимается малое отклонение точки крепления троса от оси динамической симметрии спускаемой капсулы.

Космический аппарат и капсула рассматриваются как твердые тела конечных размеров. Космический аппарат сориентирован по местной вертикали и удерживается в этом положении с помощью собственной системы стабилизации. Капсула осуществляет управляемый спуск на тросе с базового космического аппарата по заранее заданному закону.

Программный закон развертывания реализуется с помощью системы регулирования, работающей по принципу обратной связи. Для организации обратной связи измеряются длина троса и его скорость, и производится их сравнение с заданными программными значениями. Для моделирования упругих свойств троса применяется односторонний закон Гука. Для моделирования вращательного движения капсулы используются как классические уравнения Эйлера, записанные в общей форме, так и линеаризованные по углу нутации уравнения.

При построении уравнений движения применялось несколько систем координат: геоцентрическая, подвижная орбитальная и системы координат, связанные с концевыми твердыми телами и с пространственным углом нутации капсулы. Для решения полученной системы дифференциальных уравнений был использован метод Рунге-Кутты четвертого порядка точности с переменным шагом интегрирования. Программный закон развертывания был получен интегрированием уравнений движений с заданной номинальной силой упругости. В модели использовалось центральное гравитационное поле Земли.

В результате был разработан программный комплекс для анализа вращательного движения капсулы на упругом тросе. Численные расчеты показали, что характеристики вращательного движения капсулы сильно зависят от величины асимметрии. Линеаризованные уравнения позволили получить приближенное аналитическое решение для капсулы без асимметрии, что является первым приближением для анализа движения капсулы с асимметрией. Учет асимметрии позволяет более точно оценить коэффициенты обратной связи, что в свою очередь необходимо для повышения точности работы системы управления развертыванием троса.

Бортовой алгоритм прогнозирования орбитального движения высокоэллиптического КА с использованием аналитических выражений для вычисления возмущений оскулирующих элементов Морозова Н.Е., Троицкий В.Л., ЦНИИ «Комета», г. Москва

1. Рассматривается автономное функционирование космического аппарата (КА) на высокоэллиптической орбите (т.е. функционирование

без передачи команд на борт) на интервале времени до месяца. Управление КА на интервале автономного функционирования осуществляется по бортовой программе (БП), формируемой с использованием на интервале автономной работы алгоритма прогнозирования орбитального движения КА. При этом вектор орбитальных элементов, получаемый по измерениям наземного командного пункта (КП), и определяющий начальные условия для прогнозирования, передаётся на борт КА с помощью команд, выдаваемых КП один раз на интервале автономного функционирования.

2. Информация о текущих орбитальных элементах, используемая в БП, обновляется дискретно с шагом по времени Δt , что обусловлено дискретным счётом времени бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ). Бортовой алгоритм прогнозирования движения КА также должен вычислять орбитальные элементы с шагом Δt , при этом разрядность БЦВМ позволяет организовать прогнозирование орбитального движения КА так, что результаты прогноза на i -м шаге являются начальными условиями для $i+1$ -го шага.

3. Предлагаемый алгоритм прогнозирования основан на решении системы дифференциальных уравнений движения в оскулирующих элементах. На каждом шаге интегрирования Δt учитывается влияние на элементы орбиты КА гравитационного потенциала Земли, влияние Луны, Солнца, светового давления и протяжённых корректирующих воздействий.

4. При малом шаге Δt для прогнозирования используется упрощённая модель движения КА. Возмущения элементов орбиты КА определяются посредством приближённого интегрирования системы дифференциальных уравнений движения КА методом малого параметра с точностью до первого порядка, при этом возмущающие ускорения аппроксимируются кусочно-постоянной функцией, за исключением возмущения от второй зональной гармоник геопотенциала.

В результате приближённое решение на шаге интегрирования Δt полностью определяется аналитическими выражениями, которые не имеют вычислительных особенностей.

5. Для оценки точности предлагаемого алгоритма в качестве «эталона» используется алгоритм численного интегрирования уравнений движения в оскулирующих элементах методом Рунге-Кутты четвертого порядка, учитывающий перечисленные выше возмущающие факторы.

6. По результатам испытаний установлено, что точность предлагаемого алгоритма практически не уступает точности «эталона».

7. Следовательно, предлагаемый алгоритм может быть использован в качестве бортового прогноза при автономном функционировании КА.

Исследование устойчивости высокоапогейных рбит с учетом гравитации Луны

Ковков Д.В., Малышев В.В., Федоров А.В.,
ЦНИИмаш, г. Москва; МАИ, г. Москва

Астрофизический комплекс использует наземные и внеатмосферные инструменты, осуществляющие наблюдения объектов глубокого космоса в различных диапазонах спектра. Вместе они образуют космическую обсерваторию. Космическая обсерватория работает как гигантский интерферометр с базой между космическим аппаратом и системой наземных радиотелескопов. Он позволяет достичь исключительно высокого углового разрешения и построить изображения небесных объектов с высочайшей детальностью. Размещение на геоцентрических орбитах двух и более КА теоретически позволит построить интерферометр с большей базой, чем при использовании только одного КА. Практически это возможно при условии устойчивости группировки, когда для поддержания орбитальной структуры коррекции движения либо не используются, либо их количество сведено к минимуму с целью снижения массы КА.

В статье приведены результаты исследований эволюции и устойчивости орбит космических аппаратов, составляющих космический сегмент астрофизического комплекса, работающего на высоте порядка 200 000 - 350 000 км. В комплекс входит один или два КА, размещаемые на высоких круговых (ВКО) и (или) высокоапогейных эллиптических орбитах (ВЭО).

Результаты исследования показали, что устойчивость структуры комплекса, включающего в себя КА на ВКО, обеспечивается когда начальная плоскость орбит КА перпендикулярна плоскости орбиты Луны. При этом максимальный период стабильности базы РИ в пределах $\pm 20\,000$ км составляет около 120 суток. В классе ВКО найдена одноплоскостная структура, в которой база РИ остается примерно постоянной в течение 200 сут. первого года существования. При этом устойчивой является орбита только одного КА из двух. Для поддержания постоянства плеча необходимо корректировать орбиту второго аппарата. Если требование к постоянству плеча не принципиально, то за счет эволюции орбиты второго КА размер плеча РИ может быть доведен до 1500000 км. Одноплоскостная группировка КА на ВЭО устойчива при надлежащем выборе начальной даты ее формирования. В течение лунного месяца существуют три окна для выведения КА на устойчивые орбиты. При высотах перигея и апогея ВЭО 600 и 330000 км соответственно, средняя база радиоинтерферометра составит 400000 км. Максимально достигаемое значение базы равно 672700 км.

Возмущающие моменты электромеханических исполнительных органов

Васильцов А.А.,
НПЦ «Полнос», г. Томск

Технологическая невозможность на сегодняшний день идеально отбалансировать ротор электродвигателя приводит к возникновению возмущающих сил при его вращении. Наиболее актуальна эта проблема для электродвигателей-маховиков, используемых в системах ориентации и стабилизации космических аппаратов (КА), так как возмущение от двигателя-маховика способно привести к погрешности ориентации.

Основной источник возмущающих моментов $M_{\text{воз}}$, возникающих в электродвигателе-маховике и передаваемых на посадочную плоскость КА, – остаточная неуровновешенность (дисбаланс) ротора-маховика.

Для теоретического исследования причин возникновения возмущающих моментов необходимо составление математической модели исследуемого прибора с дальнейшим моделированием его поведения под воздействием на него таких факторов, как дисбаланс, смещение главной оси инерции маховика и его оси вращения, а также неидеальность конструктивных и технологических характеристик прибора.

Предлагаемый способ исследования электродвигателя-маховика – составление его модели, основанной на уравнениях движения гироскопа в кардановом подвесе.

Данный способ позволяет провести исследование электродвигателя-маховика как в идеальном случае предполагая, что дисбаланс ротора-маховика равен нулю, и не учитывая технологических факторов, так и в нормальных климатических условиях на частоте вынужденных колебаний с учетом технологических недостатков: дисбаланса, отклонения от центральной оси инерции, смещения центра тяжести.

Для определения моментов инерции исследуемой конструкции создана трехмерная компьютерная модель электродвигателя-маховика, размещенного в подвесе, подобном кардановому подвесу гироскопа. Путем проецирования полученного воздействия на основание двигателя можно перейти к расчету возмущающих моментов, действующих на КА со стороны электродвигателя-маховика.

С помощью данного метода выявлены конструктивные и технологические факторы, влияющие на значение возмущающих моментов, что даёт возможность варьировать параметры прибора в процессе разработки, подтвердить достоверность измеряемых на стенде моментов, проконтролировать адекватность заданных технических

требований на приборы и принять меры по минимизации и устранению этих моментов.

Подход к проектированию систем отображения информации пилотируемых космических аппаратов

Тяпченко Ю.А.,
НТЦ «Альфа-М», г. Жуковский

Автор доклада с 1961 г. является непосредственным участником всех отечественных пилотируемых космических программ в качестве разработчика и испытателя систем отображения информации СОО космических аппаратов КА. Последние СОО, созданные под руководством автора, это пульт космонавтов ПКА «Союз-ТМА» и интегрированный пульт управления ИнПУ базового блока МКС.

Этапы развития, принципы построения основных типов СОО ПКА представлены в журнальных публикациях автора и на сайтах <http://www.cosmoworld.ru/spaceencyclopedia/publications/> (пульта космонавтов), <http://www.alpha-m.ru> и др.

СОО представляют собой совокупность аппаратного АИ и эргономического ЭИ интерфейсов.

В развитии АИ автор выделяет 5 поколений СОО ПКА, представителями которых являются соответственно: 1- СОО ПКА «Восток», 2-«Восход»-ЗКВ №5, 3-«Союз-7К», 4-«Союз-Т», 5-«Союз-ТМА».

Попытки определить этапы развития ЭИ СОО ПКА предпринимались в рамках работ по созданию ДОО «Алмаз», но были прекращены с закрытием этой темы. Необходимость критической оценки ЭИ является задачей актуальной, так как, несмотря на применение в СОО ПКА современных компьютерных и информационных технологий, их ЭИ остается во многом примитивным и находится примерно на уровне СОО второго поколения. Подтверждением этому является постоянное увеличение объема инструкций для космонавтов на бумажных носителях. Выход из этого положения – применение программно-временного способа управления, принципы которого были предложены и успешно применены в СОО ПКА «Союз-7К» и затем так же успешно «похоронены» в СОО последующих кораблей.

В докладе предлагается подход к проектированию СОО на основе синтеза АИ и ЭИ.

На основе синтеза АИ с учетом требований ЭИ предложена исходная панель пульта интегрированной СОО.

Задача синтеза ЭИ решается на основе возможности иерархического и программного представлений целей и задач полета, целей и задач функционирования технических систем, целей и задач технического обслуживания систем, совмещения телевизионных и компьютерных

методов отображения информации, совмещения графических и текстовых форм отображения информации, различных форм кодирования информации, предлагаемого подхода к определению главных и вспомогательных параметров для отображения.

Роль инновационных подходов в совершенствовании систем управления гиперзвуковых летательных аппаратов в условиях действия внутренних и внешних возмущающих воздействий различной физической природы

Шевцов С.Н., Прошин Д.С.,
ВА РВСН имени Петра Великого, г. Москва

Предлагается обзор современных информационно-измерительных комплексов подвижных объектов (ПО), маневрирующих в условиях действия внутренних шумов и внешних возмущающих воздействий различной физической природы. Предполагается, что перспективными являются инерциальные навигационные системы (ИНС) с высокими помехозащищенностью, точностью определения навигационных и кинематических параметров.

В современных способах построения ИНС выделяется два развивающихся направления. Первое предполагает использование бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), второе - гиристабилизированной платформы (ГСП) [2].

Практическая реализация преимуществ БИНС привязывается к решению трёх основных проблем: создания чувствительных элементов (ЧЭ) с приемлемой для навигации точностью и существенно увеличенным динамическим диапазоном измерений; повышения производительности и миниатюризации средств бортовой вычислительной техники; комплексированию БИНС с другими навигационными системами [1].

Рассматриваются основные проблемы применения чувствительных элементов зарубежных и отечественных производителей, среди которых ЧЭ на основе лазерных, волоконно-оптических, микромеханических гироскопов. Производится сравнительный анализ традиционных и перспективных датчиков угловой скорости. Кратко акцентируется внимание на использование инерциальных датчиков линейного движения и основные тенденции их развития.

Анализ различных способов построения НС показывает, что высокоточная навигация ПО различного назначения может быть осуществлена как с использованием БИНС, так и с использованием ГСП. При этом для обеспечения требуемой точности работы НС как в том, так и в другом случае необходимо использовать либо коррекцию ИНС, либо формировать специальные режимы работы НС, позволяющие максимально учесть все составляющие модели уходов ГСП. В конечном итоге целесообразность

применения той или иной системы определяется критерием «эффективность-стоимость».

1. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – Санкт-Петербург «ЦНИИ «Электроприбор», 2009.
2. Соколов С.В., Погорелов В.А. Основы синтеза многоструктурных бесплатформенных навигационных систем. – Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2009. - 184 с.

Учет реальных профилей ветра в программе выведения ракет-носителей как метод обеспечения устойчивости движения

Ендуткина Е.А.,
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Данная работа посвящена проблеме обеспечения устойчивости движения ракет-носителей (РН) с крупногабаритным надкалиберным головным обтекателем. Появление таких конструктивно-компоновочных схем РН обусловлено тенденцией к увеличению габаритов космических аппаратов (КА), увеличению количества антенн и других устройств внешней компоновки КА.

В настоящее время при расчете бортового полетного задания с учетом систематической составляющей скорости ветра предпосылки к переносу пуска РН существуют более чем в 50 % случаев ветровой обстановки.

Целью работы является разработка метода обеспечения устойчивости движения и увеличения вероятности пуска РН с крупногабаритным надкалиберным головным обтекателем при ветровых характеристиках, полученных по результатам зондирования атмосферы перед пуском РН.

Перед пуском РН проводится моделирование возмущенного движения РН с фактическими характеристиками ветра. При исследовании устойчивости движения РН на участке полета первой ступени при действующих ветровых возмущениях накладываются ограничения на величины угловых отклонений рулевых органов, на величины действующих на корпус РН нагрузок, на величины углов атаки и скольжения, на отклонения от программных значений углов тангажа и рыскания, на отклонения положений центра масс РН от траектории для выполнения условия выведения КА в заданную точку орбиты и др.

При невыполнении ограничений, накладываемых на параметры движения РН, пуск РН откладывается. Во избежание отмены пуска РН необходимо рассчитать полетное задание с профилем со сглаживанием флуктуаций. Возмущенное движение РН будет происходить при действии ветра с профилем, являющимся разностью между фактическим и сформированным профилями.

На основании анализа результатов моделирования движения РН сделан вывод о том, что в случае потери устойчивости предлагаемый учет в полетном задании РН сформированного профиля ветра позволяет обеспечить устойчивость движения РН и увеличить вероятность пуска РН.

Разработан алгоритм выбора профиля ветра, предлагаемого учитывать в программе выведения РН.

Оптимизация информационного обеспечения потребителей при использовании орбитальной группировки КА ДЗЗ

Ендуткин С.А.,
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

На современном этапе развития дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из космоса необходим поиск рациональных решений, направленных на повышение заинтересованности потребителей в использовании информации, получаемой космическими средствами ДЗЗ. Актуальной является задача разработки рациональных методических подходов к процессу оптимизации информационного обеспечения потребителей данными ДЗЗ. Для повышения целевой эффективности решения задач ДЗЗ в интересах различных групп потребителей рассматривается возможность совместного использования космических аппаратов (КА) в составе орбитальной группировки КА ДЗЗ, что позволит за счет комплексирования наблюдений обеспечить высокие по сравнению с одиночными КА показатели производительности, периодичности наблюдения и т.п.

Практическая реализация данного подхода требует создания специализированной информационно-управляющей системы, базирующейся на интеграции следующих составляющих:

- состава орбитальной группировки КА ДЗЗ;
- системы сбора заявок потребителей на съемку и обработку информации ДЗЗ;
- критериальной базы для оценки эффективности процесса планирования наблюдений в обеспечение решения задач для конкретных групп потребителей;
- комплекса планирования наблюдения на долгосрочный и оперативный периоды, реализованного на принципах имитационного моделирования функционирования орбитальной группировки КА ДЗЗ;
- технологии комплексной обработки и дешифрирования получаемой информации, основанной на синтезе различных снимков в целях извлечения необходимого ансамбля признаков, отвечающих задачам потребителей;

– информационно-управляющей системы, обеспечивающей взаимодействие с Операторами соответствующих КА в ходе согласования и реализации заявок на съемку;

– системы технико-экономического анализа затрат на реализацию заявок потребителей по критерию «эффективность-стоимость».

Задачу рационального планирования целевого функционирования орбитальной группировки КА ДЗЗ предлагается решать на базе специализированного программного комплекса (СПК). В настоящее время в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» ведутся методические разработки и создание экспериментального образца СПК, базирующегося на интеграции выше указанных составляющих.

Использование механизмов межзадачного взаимодействия в бортовом программном обеспечении спутников

Кондратьев К.А., Шумаков Н.Н., Колташев А.А.
ИСС, г. Железногорск

ОАО «Информационные спутниковые системы» в составе бортового программного обеспечения (БПО) спутников связи и навигации использует операционную систему собственной разработки.

В первых версиях операционной системы была реализована дисциплина обслуживания с абсолютными и относительными приоритетами. При этом относительность приоритетов достигалась использованием простейшего механизма – *запрета текущей программой внешних прерываний*. С помощью запрета прерывания задачи обеспечивают непрерывность своего выполнения на определенных критических участках кода.

С усложнением БПО, у задач появилась необходимость задерживать своё выполнение и операционная система предоставила механизм перехода в *состояние ожидания*. Задачи могут переходить в состояние ожидания до наступления заданного момента времени или на заданный интервал, либо до наступления некоторого события, при этом операционной системой обеспечивается возможность вывода задачи из состояния ожидания другой задачей.

Дальнейшее увеличение сложности и количества программных компонент, а так же рост взаимосвязей между ними, привело к следующему этапу развития механизмов межзадачного взаимодействия. Операционная система предоставила задачам *семафоры, флаги синхронизации* и возможность *динамического изменения приоритетов*. Семафоры эффективно используются при разделении общих ресурсов между задачами, путём задержки выполнения задач, которым необходим занятый в текущий момент ресурс. С помощью флагов синхронизации обеспечивается задержка выполнения нескольких задач до наступления требуемого состояния флага, а посредством изменения

приоритета появилась возможность управлять порядком выполнения задач.

Усложнение используемой аппаратуры и протоколов обмена предъявляют новые требования к механизмам межзадачного взаимодействия. В настоящее время в операционной системе развиваются новые средства - *почтовые сообщения*. Применение почтовых сообщений позволит уменьшить количество информационных связей между программными компонентами, появится возможность применить клиент-серверные схемы организации выполнения задач.

Реализация в операционной системой перечисленных механизмов межзадачного взаимодействия позволяет существенно повысить эффективность организации вычислительного процесса в целом, упрощает логику и структуру прикладных задач, повышая их наглядность и понимаемость, а так же локализует последствия изменения компонент БПО, повышая его мобильность и надежность.

Разработка программно-алгоритмического и аппаратного обеспечения вычислительного модуля бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса (БГНК)

Афонин А.А., Ямашев Г.Г.,
МАИ, г. Москва

Благодаря интенсивному развитию микропроцессорной техники представляется возможным построение высокопроизводительных, миниатюрных и недорогих вычислительных модулей на основе современных микроконтроллеров и эффективное решение задачи сбора и обработки информации, возникающей в ходе построения БГНК. Применение современных микроконтроллеров открывает возможность достижения малых массо-габаритных и высоких точностных характеристик БГНК в определении параметров навигации, ориентации и гравиметрии.

Разрабатываемый модуль будет представлять собой компактное одноплатное устройство, выполненное на современной микроэлектронной базе, в котором реализованы вычислительные и измерительные функции. Его основными задачами являются: съем информации с датчиков угловых скоростей и с блока акселерометров, съем цифровых сигналов приемников спутниковых навигационных систем и осуществление обработки полученной информации. Программное обеспечение вычислительного модуля разрабатывается на языке C++ в специализированной среде CodeVisionAVR для микроконтроллеров семейства AVR.

В настоящее время в среде C++ Builder реализованы алгоритмы навигации, ориентации и гравиметрии, которые позволяют осуществлять работу БГНК в автономном режиме, а также проведено их

математическое моделирование. Результаты, полученные в ходе моделирования реализованных алгоритмов, с высокой точностью совпадают с результатами моделирования реализованных и отработанных ранее алгоритмов в среде Mathcad, что подтверждает возможность перехода к дальнейшим этапам разработки. После завершения создания управляющих программ в целях имитационного моделирования функционирования вычислительного модуля используется специализированная среда моделирования работы микроконтроллерных устройств ProteusVSM. Там предполагается отработать структуру разрабатываемой системы и ее основные алгоритмы. После завершения данного этапа представляется возможным изготовление прототипа вычислительного модуля и проведение его полунатурного моделирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проектам 2.1.2/5938 аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2010 годы)», НК-528П/58 ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы» и № 8782 Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере по программе У.М.Н.И.К.

Анализ проблемы повышения автономной точности инерциальных навигационных систем

Афонин А.А., Святенко Е.С., Ямашев Г.Г.,
МАИ, г. Москва

Обычно инерциальная навигационная система (ИНС) является главным источником параметров ориентации и навигации на борту морских и авиационных объектов. Сложно найти более независимую от внешних условий среды систему, имеющую возможность использования столь обширного поля физических принципов построения. В то же время, проблемы быстрого нарастания ошибок определяемых параметров, связанные с ограниченными точностными характеристиками датчиков системы, привели к тому, что в настоящее время ИНС вынуждены использовать дополнительную корректирующую или избыточную информацию от других информационных систем. Самым распространенным видом комплексирования ИНС является использование данных со спутниковых навигационных систем (СНС). Не смотря на все преимущества, их использование ограничено возможностью распространения сигналов спутников. Под водой данный тип систем не применим без использования ретрансляционных устройств. Остальные виды датчиков, применимых в роли корректоров ИНС также, как

правило, зависят от ряда внешних возмущающих факторов и отличаются ограниченной точностью.

В связи с этим важными являются решения проблем ограничения роста погрешности ИНС, их сильной зависимости от точностных характеристик используемых гироскопических и акселерометрических датчиков, повышение точности вырабатываемых параметров курса, что особенно важно для динамичных объектов, также необходимо сокращение времени готовности системы. Одним из возможных способов решения указанных проблем представляется использование свойств невозмущаемости гиromаятниковых устройств в сочетании с бесплатформенными технологиями ИНС и методами оптимального оценивания [1].

В этой связи в МАИ проводятся исследования теоретической возможности и практической реализуемости построения такого рода системы с использованием наработок в области построения бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса морского динамичного объекта. Ожидаемым результатом является значительное повышение точности выходных параметров системы, ограничение уровня нарастания её погрешностей даже в автономном режиме работы на подвижном основании.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проекту 2.1.2/5938 аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2010 годы)» и Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере по программе У.М.Н.И.К. по проекту № 9614.

1. Бельский В.А., К вопросу о невозмущаемости гироскопического маятника // Гироскопия и навигация. – СПб.: 2009, №3.

Оптимальное выведение автоматического подводного аппарата с использованием алгоритма коррекции параметров структуры управления

Малышев В.В., Кабанов Д.С.,
МАИ, г. Москва

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант №09-08-00829)

Рассматривается задача оптимального выведения автоматического подводного аппарата (АПА) как твердого тела в продольной плоскости на участок марша с выходом на заданную глубину за минимальное время с учётом ограничений на управление.

Задача поиска оптимальной траектории АПА может быть решена с использованием принципа максимума. При этом выявляется структура оптимального управления, в которую входят участки с предельно допустимыми и особым значениями нормальной перегрузки.

Параметрами этой структуры являются моменты времени переключения управления. При решении краевой задачи методом Ньютона возникают трудности, связанные с выбором начальных значений сопряженных переменных. Для их обхода предлагается алгоритм, позволяющий корректировать параметры структуры оптимального управления, полученной из решения задачи по принципу максимума. За управления выбираются производные от моментов времени, в которые изменяется величина этой перегрузки, и конечного времени оптимизации. В качестве целевого принимается функционал Красовского.

Оптимальная стабилизация АПА как твердого тела на выбранной траектории осуществляется на основе алгоритма с прогнозирующей моделью на скользящем интервале оптимизации. Управление осуществляется отклонением рулей глубины в обеспечение минимума отклонений величины перегрузки АПА от заданного значения, поступающего из решения траекторной задачи.

Представлены результаты имитационного моделирования движения АПА, демонстрирующие устойчивую работу алгоритмов управления при изменении начальных и конечных условий задачи. Имитационная модель описывает динамику АПА как твердого тела в продольной плоскости. На вход модели подается значение угла отклонения рулей глубины.

Автоматизация обработки на этапе предварительной обработки данных ДЗЗ

Соколов А.А., Старков А.В.,
МАИ, г. Москва

Разведанные запасы нефти и газа на планете стремительно тают. Поэтому проблема поиска и разведки нефти и газа становится все более актуальной. В последнее время на поисковом этапе стали применять данные космической съемки, что обусловлено захватом обширных территорий при исследовании и относительно дешевой по сравнению с бурением. В связи с этим стали появляться различные отечественные и зарубежные программные продукты для обработки и анализа данных дистанционного зондирования Земли.

Доклад посвящен разработке программно-математического обеспечения для поддержки принятия решений о перспективности наземных структур учитывая весь спектр обработки данных ДЗЗ, включающий этапы отбора (выделение нужного из множества полученной от заказчика или через поставщиков снимков, информации), подготовки данных (контраст, яркость и т.д.), анализа, оценку вероятности перспективности данной области.

Работа не повторяет существующие программные комплексы, а позволяет автоматизировать процесс обработки, снижая время на

подготовку и обработку большого количества информации. Построение программным комплексом линий уровня позволит проще определять возможные залежи углеводорода. Выделив регион интересов с данными возможно просчитать вероятность нахождения нефти, газа одним из методов вероятностного анализа. Сами методы уже заложены в ПО, что позволяет автоматически пересчитать данные, полученные на подготовительных этапах, в текстовый вид, либо отображать графически.

**Разработка методического обеспечения центра обучения и
повышения квалификации специалистов в области применения
результатов космической деятельности**
Малышев В.В., Панарин В.И., Старков А.В.,
МАИ, г.Москва

В настоящее время все актуальной является задача переподготовки и повышения квалификации специалистов в области применения результатов космической деятельности в области ДЗЗ и в части использования Российской системы ГЛОНАСС в геодезии, картографии, строительстве и на транспорте. Это вызвано с одной стороны высокими темпами внедрения отечественной системы и создания необходимого аппаратного обеспечения, а с другой – отсутствием узкоспециализированной подготовки по данной тематике в высших учебных заведениях Российской Федерации.

Процесс переподготовки и повышения квалификации возможно организовать в специализированных учебных центрах, таких как инновационный Центр ОАО «Российские космические системы» и на базе ведущих вузов (МАИ, МГТУ, МИИГАиК РУНИКАП и др.). Обучение возможно проводить как очно, так и дистанционно. Организация работы в таких центрах помимо решения организационно-технических задач требует разработки соответствующего методического обеспечения, которое включает в себя:

- учебно-методическое обеспечение
- методическое обеспечение организации учебного процесса
- методическое обеспечение автоматизированной систем дистанционного обучения.

Учебно-методическое обеспечение включает в себя дополнительные профессиональные образовательные программы по выбранным направлениям подготовки, отвечающие требованиям образовательных стандартов.

Обеспечение организации учебного процесса подразумевает ведение персонализированного учета слушателей, формирование электронных версий дополнительных профессиональных образовательных программ

и учебно-методических комплексов, контроль успеваемости, финансовый мониторинг и подготовку отчетности.

Методическое обеспечение автоматизированной системы дистанционного обучения предназначено для формализации представления электронных версий учебных курсов, определения дополнительных требований к теоретическому материалу и практическим работам с учетом специфики дистанционного образования.

**Определение ориентации летательного аппарата с помощью
спутниковой навигационной системы**
Качанов Б.О., Толстолужинский Е.Ю.,
ВУНЦ ВВС ВВА, г. Москва

Рассматривается метод определения параметров ориентации летательного аппарата (ЛА) основанный на совместной обработке измерений приемника спутниковой навигационной системы (СНС) и инерциальных датчиков.

Предлагается определять оценки углов ориентации по информации, накопленной на скользящем отрезке времени наблюдения. Длина отрезка наблюдения порядка около десяти секунд, и зависит от частоты выдачи информации СНС.

Накопленные измерения представляются в частотной области с помощью численного преобразования Лапласа. Это позволяет решать задачу при ограничении полосы частот процессов измерений. При этом используются низкочастотные гармонические составляющие, менее подверженные ошибкам измерений. Такой подход позволяет решать задачу без привлечения априорной информации о статистиках ошибок измерений.

Решение основано на идентификации параметров ориентации в точке начала интервала наблюдения. То есть для каждого текущего положения скользящего интервала наблюдения предлагается определять начальные условия алгоритмов ориентации и навигации, описывающих движение ЛА. Входными сигналами для этих алгоритмов являются процессы угловой скорости и кажущегося ускорения, а вектором состояния, составляющие земной скорости ЛА и параметры ориентации. Составляющие земной скорости от приёмника СНС выступают вектором наблюдений, на основе которого идентифицируются начальные условия. Ввиду нелинейности уравнений движения ЛА задача определения начальных условий является итерационной.

Из-за наличия ошибок измерений возникает ошибка оценивания земной скорости от СНС. Переход к изображениям по Лапласу позволяет учитывать ковариационную матрицу ошибок оценивания скорости, которая вычисляется на каждом шаге итерационного

алгоритма, что делает алгоритм адаптивным к изменению статистик ошибок измерений.

По окончании итераций осуществляется пересчет параметров ориентации на текущий момент времени с помощью алгоритма ориентации. Далее интервал наблюдения сдвигается, и процесс решения повторяется.

За счет ограниченной совокупности измерений на скользящем интервале наблюдений, рассмотренный алгоритм является фильтром с конечной памятью, и влияние сбоев устраняется автоматически, по мере сдвига сбойного участка. Кроме того для работы алгоритма не требуется применение высокоточных навигационных датчиков и допускается применение датчиков средней точности, в том числе микромеханического типа.

Полученные оценки параметров ориентации предлагается использовать для коррекции бесплатформенной инерциальной системы, а также в системе управления летательного аппарата.

Управление ориентацией космического аппарата «Метеор-М №2» на Солнце по датчику щелевого типа

Караваева Е.С.,
НПП ВНИИЭМ, г. Москва

Одной из важных задач управления ориентацией космического аппарата является разработка и отладка режимов ориентации. В случае отказа приборов ориентации система переходит в аварийный режим, который должен быть предельно надежен. Данному требованию удовлетворяет ориентация по датчику Солнца щелевого типа 83001 (с полем обзора 40° на 120°). В случае отказа датчика вертикали или астродатчиков, режим ориентации на Солнце обеспечивает надежное энергоснабжение до выяснения причин неполадки. Предполагается предусмотреть такой режим на космическом аппарате «Метеор-М» №2.

Датчик Солнца релейного типа с фотодиодами имеет низкую точность измерений, но обладает высокой надежностью, прост в изготовлении и значительно дешевле датчиков Солнца с линейной характеристикой.

Экспериментальные исследования зависимости тока фотодиодов датчика Солнца от угла падения солнечных лучей показали наличие участка с линейной зависимостью. Линейная зона шириной примерно 2 градуса располагается на границе области видимости каждого из четырех фотодиодов. Наличие зоны линейности дает возможность перейти от релейного управления к линейному.

Угловые отклонения оптической оси датчика от направления на Солнце могут быть вычислены с достаточной точностью по току фотодиодов, что важно для координатной «привязки» информации,

выдаваемой бортовыми приборами. При релейном управлении ориентация известна с точностью до $\pm 5^\circ$.

Выбор коэффициентов в линейном законе управления зависит от ширины линейной зоны и допустимой статической ошибки слежения за Солнцем. С учетом моментов инерции космического аппарата «Метеор-М» №2 выбор коэффициентов управления для слежения за Солнцем требует компромисса с допустимой собственной частотой системы.

Разработана математическая модель датчика Солнца с зоной линейности и предложен новый алгоритм управления. В математическую модель замкнутой системы ориентации космического аппарата «Метеор-М» №2 входят математические модели датчика Солнца, датчика угловой скорости и двигателя-маховика. Исследованы переходные процессы и подобраны оптимальные параметры закона управления системы ориентации.

При линейном управлении по сравнению с релейным, выигрыш по токопотреблению двигателя-маховика составил 26 процентов.

Проблема n -точечных начальных условий при построении адаптивного регулятора

Алилуев А.В., Быстров Л.Г., Попов А.А.
КБ Электроприбор, г. Саратов

Проблема построения адаптивного автоматического регулятора относится к числу фундаментальных. В работе Красовского А. А. «Оптимальное управление с адаптацией времени экстраполяции» предложен подход к решению проблемы. В ней прогнозирование свободного движения объекта, выполняемое согласно принципа минимума функционала обобщенной работы на основе математической модели этого движения, заменено на простую фиксированного порядка полиномиальную экстраполяцию сигнала рассогласования.

В книге Красовского А. А. «Адаптивный оптимальный регулятор с переменным порядком наблюдателя и временем экстраполяции» продемонстрировано, что лучших результатов можно добиться, если изменять порядок метода экстраполяции при изменениях режима работы объекта управления и характера возмущающих воздействий. Поставлена задача построения адаптивного «наблюдателя» и рассмотрен циклический дискретно-непрерывный фильтр Калмана-Бьюси (ФКБ). При таком фильтре время наблюдения разбивается на циклы длительностью $t_{ц}$, на каждом цикле ведется отсчет относительно времени $\theta \in \overline{0, t_{ц}}$. При достаточно малой длительности $t_{ц}$ непрерывный вместе с n производными оцениваемый скалярный процесс $x_1(\theta)$ можно сколь угодно точно представить полиномом n -й степени, что эквивалентно описанию оцениваемого процесса на каждом цикле

обыкновенным линейным дифференциальным уравнением (ОДУ) n -го порядка.

Граничные условия (ГУ) к уравнению и его порядок являются неизвестными величинами и в ФКБ ранее задавались в начале каждого цикла в определенной мере произвольно. Исследования в классе кусочно-линейных и линейных динамических систем высших порядков проведенные в последние годы Л.Г. Быстрым позволили с аналитической точностью подойти к определению значений ГУ и порядка уравнения.

Однако, при построении адаптивного «наблюдателя» из-за пробелов в общей теории ОДУ могут возникнуть сложности с нахождением частных решений ОДУ с n -точечными ГУ, когда $n \geq 3$.

Алгоритм решения ОДУ с n -точечными ГУ в совокупности с методами, изложенными в труде Тетерина Д. П., Быстрова Л. Г. и др. «Решение линейных дифференциальных уравнений. Аналитико-числовые методы и алгоритмы», способствуют построению адаптивного регулятора с переменным порядком «наблюдателя» и временем экстраполяции.

Методы идентификации динамических характеристик пневматического привода с гидравлическим тормозом

Алилуев С.В., Алилуев А.В., Быстров Л.Г., Дзюба О.С.

КБ Электроприбор, г. Саратов

Пневматический привод с гидравлическим тормозом (ППГТ) применяется в бортовых системах управления (БСУ) летательных аппаратов (ЛА) и других подвижных объектов. Привод является линейной системой.

Основной задачей исследований привода является установление соответствия параметров ППГТ требованиям Технического задания (Технических условий). Т.е. необходимо по некоторой совокупности параметров, измеряемых в процессе испытаний, построить полные характеристики ППГТ, установить функциональные зависимости между входными и выходными параметрами элементов ППГТ как подсистемы в целом, оценить ее состояние, получить данные, необходимые для идентификации состояния объекта управления и элементов автоматики, а также для оценки соответствия характеристик конкретных исследуемых экземпляров ППГТ данного типа на установившихся и переходных режимах предъявляемым к ним техническим требованиям.

В настоящее время разработано большое количество методов идентификации динамических характеристик БСУ. Однако все они имеют ряд ограничений (недостатков), которые нашли оценку в работах А.А. Солодовникова и позволили ему сформулировать одну из основных причин нарушения эквивалентности между действующими

системами и их математическими моделями – принудительное понижение порядка дифференциальных уравнений, используемых для описания систем. Дополнительно можно отметить, что большая часть применяемых в рамках НИОКР по разработке БСУ ЛА методов идентификации являются по своей сути приближенными и их применение позволяет получать только «грубые» модели.

В статье предлагаются аналитические методы пассивной параметрической идентификации динамических характеристик ППГТ как линейной стационарной системы неизвестного порядка, отличающиеся от известных методов аналитической точностью, простотой реализации в составе БСУ.

Новизну предлагаемых в статье методов идентификации определяют:

1. Аналитическая точность получаемых результатов.

2. Оригинальный подход к формированию начальных условий в первом методе, системы дифференциальных уравнений в форме Коши с однородными начальными условиями от нулевого аргумента и линейного уравнения вывода – во втором.

Методические основы прогнозирования эффективной модернизации космических систем ДЗЗ

Алифанов О.М., Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А.,

МАИ, г. Москва

Рассмотрены проблемные вопросы эффективной модернизации космической системы дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ), создания модификаций космических аппаратов (КА) как одного из важных направлений продления сроков эксплуатации космической системы.

Сформулирована основная задача поиска рациональных проектных решений с учетом развития (модернизации) техники в планируемый период. Используя приемы декомпозиции, сформирована логическая схема расчлененного исследования основной задачи и определены её главные задачи: оптимизация параметров КС ДЗЗ при модернизации к моменту прогноза, оптимизация программы модернизации - числа, сроков и объема модернизаций в планируемый период и оптимизация процесса обеспечения надёжности системы к моменту прогноза. Разработана схема прогнозных исследований перспективных проектов КС ДЗЗ с учетом развития (модернизации) техники в планируемый период.

Показано, что поиск рациональных проектных решений проводится комплексно с формированием программы модернизации КС ДЗЗ в планируемый период. Комплексные исследования позволяют учесть динамику функциональных связей, найти рациональное решение,

обеспечивающее продление срока эффективной эксплуатации космической системы при ограниченных затратах. Сравнительный анализ реализации вариантов модернизации КС ДЗЗ позволяет установить рациональный срок активного существования КА, при котором суммарные затраты на систему минимальны. Исследования, проводимые с использованием разработанных методик, позволяют количественно оценить характеристики альтернативных вариантов КС ДЗЗ и найти их рациональные значения, установить закономерности развития техники и технологий, оценить, в частности для космического аппарата, эффективность использования унифицированных космических платформ и повышения ресурса как отдельных подсистем КА, так и аппарата в целом.

Методические основы прогнозирования эффективной модернизации могут применяться при корректировке программ развития существующих КС ДЗЗ и разработке её перспективных проектов, а также при формировании требований к космическим аппаратам и их модификациям.

Работа выполнена в рамках реализации мероприятия 1.1 ФЦП «Научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 гг. Госконтракт 02.740.11.0471 от 30.09.2009 г.

Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном пространстве. Состояние и перспективы развития

Иванов В.М., Соколов Н.Л., Бендяков В.Ф.
ЦНИИмаш, г. Королев

В условиях интенсивного засорения техногенным веществом (космическим мусором) околоземного космического пространства (ОКП) исключительно важной становится проблема качественного повышения уровня оперативного контроля и прогноза техногенной обстановки в ОКП. Известно, что в ОКП существует многочисленная и разнородная по своему составу популяция космического мусора, насчитывающая несколько сотен тысяч объектов. К настоящему времени на практике зарегистрированы случаи разрушения космических аппаратов в результате столкновений с объектами техногенного происхождения, а также падения массивных фрагментов на поверхность Земли, в том числе и вблизи зон обитания людей.

В 2006 году в Российской Федерации развернуты работы по созданию автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном пространстве (АСПОС ОКП) при головной роли Центра управления полетами ЦНИИмаш.

К настоящему времени создана первая очередь АСПОС ОКП, проводится ее экспериментальная эксплуатация. В результате проведенных работ:

- созданы центральное ядро на базе Центра управления полетами ЦНИИмаш и внешние сегменты системы;
- создана система передачи данных между центральным ядром и сегментами системы и внешними абонентами;
- разработано уникальное математическое обеспечение АСПОС ОКП.

Уже сегодня система способствует решению важных задач космической деятельности Российской Федерации. Она обеспечивает:

- постоянный мониторинг техногенной обстановки в ОКП;
- выявление, прогнозирование и выдачу предупреждений об опасных сближениях КА с объектами космического мусора, выработка рекомендаций по проведению маневров уклонения;
- прогнозирование входа в атмосферу и падения на поверхность Земли неуправляемых объектов риска;
- выполнение международных обязательств РФ по проблемам, связанным с космическим мусором.
- В перспективе система позволит осуществлять:
- приоритетный контроль степени засоренности ОКП фрагментами КА с ядерными энергетическими установками;
- прогнозирование тенденций изменения техногенной обстановки в различных областях ОКП;
- контроль выполнения международных обязательств при осуществлении космической деятельности различными государствами.

Таким образом, созданные средства АСПОС ОКП позволяют РФ решать задачи в обеспечении контроля техногенной обстановки в ОКП. Эффективность выбранного облика системы и принятых технических решений, положенных в ее основу, подтверждается обеспечением безопасности функционирования пилотируемых, автоматических КА и результатами проведения международных тестовых компаний по падающим объектам.

Технология разработки средств воздействия на метеороиды в космосе

Афанасьев В.А., Чудецкий Г.М., Чудецкий Ю.В.,
МАИ, г. Москва

Предложен способ воздействия на метеороиды в космосе посредством гиперсверхзвукового ударного взаимодействия с частицами искусственных

облачных образований, создаваемых по траектории движения метеороида.

Проведён анализ результатов экспериментальных исследований по гиперскоростному соударению. На основе этих результатов, используя законы подобия, разработана расчетная модель ударно - взрывного выброса массы метеороида при взаимодействии с частицами облачного образования.

Показана реальная возможность, осуществления предложенного способа воздействия, на угрожающие земле метеороиды при использовании существующих достижений РКТ.

Оптимизация оперативного планирования и анализ эффективности целевого функционирования орбитальных группировок космических систем дистанционного зондирования земли с применением специализированного программного обеспечения

Дарных В.В., Калашников А.И., Малышев В.В.,
МАИ, г. Москва

Одним из важнейших факторов, существенно влияющих на процессы управления современными космическими системами (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является количественный состав орбитальной группировки, который может исчисляться десятками космических аппаратов (КА). Это обуславливает специфику целевого применения КС, в частности, при обслуживании значительного сегмента наземных информационных источников (объектов или территорий съемки, наземных станций приема информации и/или сопряжения) работа бортовой целевой аппаратуры всех КА должна быть строго скоординирована. Кроме того, современные проекты КС предусматривают совмещение функциональных возможностей, т.е. система становится многоцелевой. Таким образом, все перечисленные обстоятельства позволяют говорить об актуальной научно-технической задаче планирования целевого применения КА и КС ДЗЗ, а также необходимости комплексного решения этой задачи.

Цель доклада – презентация специализированного программного комплекса, предназначенного для решения задач оптимизации оперативного планирования и анализа эффективности целевого функционирования орбитальных группировок КС ДЗЗ. Комплекс реализует модели процесса целевого функционирования (применения) одиночного КС и КС ДЗЗ, включающие: модели временных параметров выполнения целевых операций с учетом ограничений по условиям взаимной радиовидимости КА, подлежащих съемке земных объектов и пунктов приема информации, по условиям облачности и по условиям освещенности; модели процесса целевого функционирования бортовой аппаратуры КС (съемочной аппаратуры и бортового запоминающего

устройства), критерий эффективности. Для решения оптимизационных задач планирования авторами доклада ранее был предложен методический подход и ряд численных методов, которые в комплексе также реализованы.

На примере решения модельной задачи применительно к любой наперед заданной орбитальной группировке КС ДЗЗ дано описание порядка работы с программным комплексом. Обсуждены также перспективы применения комплекса для оптимизации орбитальных группировок на основе оперативного планирования.

Доклад подготовлен с использованием результатов научных исследований, проводимых авторами при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 09-08-01208-а).

О проблеме использования космических буксиров для удаления фрагментов космического мусора

Соколов Н.Л., Лаврентьев В.Г., Козлов В.Г.
ЦНИИмаш, г. Королев

Одним из перспективных подходов к решению проблемы повышения безопасности управляемых КА в условиях засоренности околоземного космического пространства (ОКП) космическим мусором (КМ) является использование космических буксиров для удаления КМ из областей ОКП, наиболее интенсивно используемых при эксплуатации КА.

Следует отметить, что наиболее интенсивно засоренными КМ являются области рабочих орбит ИСЗ, на которых, в основном планируется функционирование КА, входящих в состав перспективной орбитальной группировки РФ: низкие, средневысотные, высокоэллиптические, геостационарные орбиты.

Известны случаи столкновений КА в ОКП. Так, 10 февраля 2009 года произошло столкновение между КА «Иридиум 33» и КА «Космос 2251», в результате которого образовалось более 1200 фрагментов космического мусора. Только за май-июль 2010 года выявлено более 30 сближений МКС и более 50 сближений КА «Ресурс-ДК1» с фрагментами КМ на расстоянии, менее 6 км. Имеется много примеров падения массивных фрагментов КМ на Землю.

Проблема использования космических буксиров для удаления КМ является комплексной, требующей решения ряда вопросов, относящихся к различным направлениям научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. К ним, в частности относятся:

- выбор и обоснование областей ОКП, подлежащих «очищению» от объектов КМ;
- выбор схем выведения КА на требуемые орбиты, определение проектно-баллистических характеристик космических буксиров;

- расчет программ тангажа при управлении ракетоносителем на активном участке;
- исследование оптимальных траекторий движения КА, обеспечивающих минимальный расход топлива при решении целевых задач;
- определение проектно-баллистических характеристик космических буксиров.

Применение космических буксиров для удаления КМ из областей рабочих орбит, наряду с использованием методов высокоточного долгосрочного прогнозирования эволюции движения фрагментов КМ позволит значительно снизить вероятность столкновения управляемых КА с КМ и падения массивных неуправляемых объектов риска на поверхность Земли.

Анализ возможностей очистки околоземного пространства с помощью космической лазерной установки на основе крупноразмерного автономного непрерывного химического HF-лазера

Авдеев А.В.,
МАИ, г. Москва

Показана принципиальная возможность использования космической лазерной установки на основе созданного в НПО Энергомаш крупноразмерного HF-НХЛ с мощностью излучения в непрерывном режиме до 400 кВт для увода ФКМ с наиболее опасными размерами от 1 до 10 см с орбиты защищаемых КА. Для достижения высокой эффективности воздействия лазерного излучения на налетающие ФКМ обосновано использование в лазере импульсно-периодического режима генерации коротких импульсов с длительностью ~10 нс и частотой повторения 10^5 Гц (определяемой временем восстановления инверсии населенностей в активной среде за время между соседними импульсами), когда пиковая мощность импульса излучения лазера $\sim 2,7 \cdot 10^8$ Вт достаточна для создания реактивных импульсов отдачи эрозионного плазменного факела, формируемого в фокальном пятне лазерного излучения на поверхности ФКМ, при длительности воздействия ~1 с.

Составлена программа и проведены расчеты воздействия импульсно-периодического излучения космической лазерной установки на динамику сближения ФКМ с КА. Установлено, что избежать столкновения можно даже в наихудшем случае сближения с теми металлическими ФКМ, которые имеют, согласно [6], наибольшую скорость сближения ~2,5 км/с. Для этого нужно начать облучение таких ФКМ на расстоянии ~2 км, а закончить на 200 м (длительность облучения ~1 сек). Задача увода неметаллических ФКМ с орбиты КА

требует значительно меньших затрат энергии. В этом случае можно снизить уровень мощности излучения HF-НХЛ с 400 кВт до 30 кВт.

Рассмотрена возможность применения указанной выше установки не только для увода опасных ФКМ с орбиты КА, но и для плановой очистки наиболее эксплуатируемых орбит от этих ФКМ, когда данная установка будет выполнять роль “чистильщика” этих орбит. Для этого под воздействием излучения нужно перевести ФКМ на эллиптическую, перигей которой находится в плотных слоях атмосферы, где ФКМ должен сгореть. Получена зависимость необходимого уменьшения скорости ФКМ от высоты их орбиты над Землей. Найдено, что для орбит с высотами до ~1000 км требуемая величина воздействия может быть обеспечена рассматриваемой лазерной установкой при длительности её включения ~1 сек.

Проанализирована возможность размещения данной космической установки вместе с системой хранения компонентов и системой управления под обтекателем тяжелой ракеты-носителя «Протон-М» (допустимые габариты КА и масса полезной нагрузки составляют соответственно $\varnothing 3000 \times 10500$ мм и ~ 20 тон). Оценена общая продолжительность работы такой КЛУ для защиты КА от ФКМ разных типов, а также количество ФКМ, которые могут быть удалены при очистке плановых орбит (например для орбиты высотой 400 км ~ 5700 металлических ФКМ и $\sim 1,4 \cdot 10^6$ неметаллических ФКМ).

О возможности борьбы с космическим мусором и поддержания орбит низкоорбитальных КА с использованием лазерной системы передачи энергии воздушного базирования

Игнатьев А.Б., Назаренко А.В.,
ГСКБ «Алмаз-Антей», г. Москва

Космическим мусором называют совокупность объектов искусственного происхождения, находящихся в неуправляемом космическом полете в околоземном пространстве и не входящих в состав орбитальной группировки какого-либо государства. В основном, в число этих объектов входят фрагменты верхних ступеней космических ракет, космические аппараты, отработавшие свой срок и их осколки, и т.п. Быстрый рост числа космического мусора представляет собой угрозу для народно-хозяйственной, научно-исследовательской и военной деятельности в околоземном космическом пространстве.

Один из наиболее перспективных методов очистки околоземного пространства связан с использованием излучения мощного лазерного комплекса, которое, при фокусировке на объект космического мусора вызывает абляцию вещества, которое создает тормозящую реактивную силу, что приводит к понижению перигея орбиты и сгоранию объекта в атмосфере. Противоположной, но технически сходной задачей является

поддержание орбиты ИСЗ, когда реактивный импульс испаряемого материала используется для компенсации торможения аппарата в верхних слоях атмосферы и продления его САС.

Использование лазерной системы воздушного базирования для решения этих задач обладает рядом особенностей по сравнению с наземной системой, поскольку позволяет существенно увеличить длительность и диапазон углов взаимодействия системы с объектом. В то же время, работа подобной системы подвержена влиянию дестабилизирующих факторов воздушного полета, что особенно важно при решении задачи коррекции орбиты низкоорбитального ИСЗ для обеспечения безопасности процесса передачи энергии на энергоприемник. Поскольку энергия передается при боковом ракурсе ИСЗ относительно ЛСПЭ, существует потенциальная опасность, что из-за ошибок системы наведения мощный луч может задеть и повредить жизненно важные элементы конструкции ИСЗ. Размеры энергоприемника являются ключевым параметром при определении требований к компонентам ошибки наведения.

В докладе рассматриваются и формулируются основные требования к ошибкам системы наведения для двух вышеуказанных задач, производится оценка потенциальных возможностей ЛСПЭ воздушного базирования.

Программа ANT1 проектировочного расчета силовой платформы ракеты-носителя

Егоров А.В., Бакулин В.Н.,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящее время, в целях повышения экономичности пусков, на мощных ракетах-носителях (РН) выводят в космос не только одиночные спутники, но и группы космических аппаратов (КА). В зависимости от формы и размеров КА они могут устанавливаться последовательно по оси ракеты или параллельно. При параллельном размещении каждый КА крепится непосредственно к силовой платформе (СП), что значительно повышает требования к жесткости переходной системы КА – РН.

СП представляет собой диск, наружный торец которого жестко закреплен в корпусе ракеты, а сама СП является верхней крышкой герметичного приборного отсека. При наборе высоты ракетой наружное давление над крышкой падает, а под крышкой остается постоянным. В результате СП выгибается вверх. Для длинных КА даже малые угловые перемещения СП могут быть опасными.

Группа спутников располагается на СП симметрично относительно оси ракеты; они сдвинуты от центра СП на некоторое расстояние. Поэтому при возникновении разности давлений СП изгибается и

спутники наклоняются в сторону ГО: возникает опасность удара спутников о ГО, что недопустимо по техническим условиям.

В данной работе для силовой платформы строятся: расчетная схема, математическая модель деформирования, вычислительный алгоритм и вычислительная программа ANT1 с использованием электронных таблиц. Разработанная методика расчета применяется для решения геометрической и физико-геометрической задач компактной установки двух спутников на СП с учетом снижения атмосферного давления по мере набора высоты ракетой, для оценки предельных перемещений КА, закрепленного на упруго-деформируемой СП под ГО, а также для исследования влияния конструктивных параметров СП ракеты на весовую эффективность.

СП считается гладким диском, но программу ANT1 можно применить и к конструктивно неоднородным дискам: требуется только вычислять приведенные жесткости.

В качестве примера были спроектированы СП из алюминиевого и титанового сплавов, углепластика. Проведенный анализ показал целесообразность изготовления СП из композиционных материалов, в частности из углепластиков.

Таким образом, созданная программа ANT1 дает возможность выбирать материал и конструктивные размеры СП на ранних стадиях проектирования изделия.

Управление сверх- и гиперзвуковым обтеканием многоблочных ракет с целью снижения пиковых тепловых нагрузок в полете

Кудинов А.С., Юрченко И.И.,
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

Перспективные ракеты-носители (РН) тяжелого класса, создаваемые как Российскими, так и зарубежными компаниями имеют многоблочную компоновку, наиболее совершенные РН характеризуются так же модульностью конструкции, состоящей из универсальных блоков. При полете на сверх- и гиперзвуковых скоростях при числах $M > 2$ на поверхностях такого класса РН возникают области повышенных тепловых потоков, а так же области пиков или максимумов теплообмена. Такие «пятна» пиковых тепловых потоков, обнаруженные при проведении комплексных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах, характеризуются размерами и интенсивностью усиления теплового потока. Отличительной особенностью этих областей является их перемещение по поверхности на протяжении полета РН, обусловленное изменением параметров набегающего потока и ориентации ракеты в пространстве. Поэтому имея относительно небольшие площади, «пятна» пиков нагрева требуют повышенной стойкости крупногабаритных фрагментов конструкции,

что сказывается на массовых характеристиках и трудоемкости производства.

Исследования общего сверхзвукового теплообмена многоблочных РН и пиковых областей проводилось в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-117 и ударной трубе УТ-1М в ФГУП «ЦАГИ им. проф. Жуковского». К основным причинам появления пиков тепловых потоков относятся процессы интерференции ударных волн перед боковыми блоками с падающими косыми скачками уплотнения, интерференцией косых скачков уплотнения в межблочных пространствах с появлением висячих прямых скачков и ряд особенностей трехмерного обтекания РН.

Изучив структуры течения, приводящих к появлению пиковых тепловых нагрузок, предложены способы управления сверх- и гиперзвуковым обтеканием РН с целью разрушения таких структур, не требующие изменения компоновки и внешних обводов РН. В частности, исследовано влияние аэродинамической надстройки в виде тонкого стержня с дисковым наконечником, установленном на головном затуплении боковых блоков РН. Такая надстройка перестраивает структуру интерференции ударных волн таким образом, что результирующее направление течения высокотемпературного потока меняется с перпендикулярного относительно поверхности на касательное. Поперечное обтекание корпуса меняется почти продольным это приводит к резкому снижению давления и ликвидации пикового усиления теплообмена на.

Рассмотренный вариант не сильно влияет на общую картину обтекания, и усиление тепловых потоков всегда сопровождает полет многоблочной РН, но пиковые тепловые потоки могут быть ликвидированы или существенно снижена площадь их распространения.

Основные источники аэродинамического и газодинамического теплового воздействия на отсеки одноблочных и многоблочных компоновок ЛА

Юрченко И.И., Кудинов А.С.,
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

Общий интеграл тепловых потоков, поглощаемый конструкцией ЛА в полете, являются следствием воздействия двух основных факторов:

- аэродинамических тепловых потоков на поверхность ЛА;
- газодинамических тепловых потоков на поверхности донных экранов и боковую поверхность хвостовых отсеков ЛА от струй двигателей и продуктов взаимодействия набегающего воздуха и струй двигателей.

Максимальные аэродинамические тепловые потоки реализуются на поверхности головного обтекателя ЛА, состоящего, как правило, из

сферического носка и набора конических проставок, переходящих в цилиндрическую проставку. При наличии сложных многоблочных компоновок существенные максимумы тепловых потоков имеют место на носовых обтекателях боковых блоков и вокруг них. Но основной вклад в весовую сводку теплозащиты ЛА вносит аэродинамический тепловой поток к головному обтекателю. В настоящее время разработана и успешно подтверждена многочисленными измерениями в полете экспериментально-аналитическая методика расчета аэродинамических тепловых потоков к цилиндрической части головного обтекателя, созданная на основе введения эффективной температуры для расчета средних значений коэффициента аэродинамического теплообмена и определения его разбросов с учетом различных явлений. Методика была дополнена расчетами теплового потока к коническим проставкам головного обтекателя, которые основываются на выявленных в результате измерений соотношениях чисел Рейнольдса и эффективных температур для цилиндрических и конических проставок.

На боковой поверхности хвостового отсека ЛА, находящейся на расстоянии нескольких десятков метров от носка ЛА, не происходит понижения максимальных газодинамических тепловых потоков, которое можно было бы ожидать вследствие увеличения толщины пограничного слоя и наличия отрывного циркуляционного течения с отсутствием точки присоединения на конструкции ЛА (она находится на жидкой границе), где тепловые потоки по данным различных источников должны быть ниже.

Для объяснения этого факта рассмотрена схема взаимодействия струй с внешним потоком, определяющая изменения температуры, давления в течении над донной областью и боковой поверхностью хвостового отсека и, как следствие, величину конвективных тепловых потоков к конструкции. Универсальный подход к построению картины течения для одноблочной и многоблочной компоновки ЛА позволил выявить общие закономерности и различия. В работе проанализированы газодинамические и геометрические факторы, определяющие теплообмен в донной области и на боковой поверхности многоблочных компоновок ЛА.

Разработка и внедрение технологии нисходящего проектирования РКТ с использованием прототипов в САПР

Комарова Л.А.,
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Методология нисходящего проектирования используется для вновь создаваемых изделий, требующих проектно-конструкторских работ, с целью эффективной организации управления данными и конструкторскими изменениями.

Использование нисходящего проектирования предусматривает создание многоуровневой управляющей структуры, содержащей всю основную геометрию и базовые параметры проектируемого изделия. В основе Управляющей структуры лежат модели мастер-геометрии. Данные из мастер-геометрии верхнего уровня передаются на нижестоящий и дополняются уточняющей геометрией, позволяя таким образом сформировать концептуальную схему проектируемого изделия. Разветвленная схема Управляющей структуры дает возможность организовать параллельную работу разных подразделений проектантов и конструкторов. Заключительным этапом является создание реальных конструкторских моделей деталей и узлов со ссылками на мастер-геометрию и выпуск КД.

Нисходящее проектирование сложного изделия с большой группой разработчиков невозможно организовать без системы Windchill. Система Windchill позволяет обеспечить постоянный доступ к моделям Pro/ENGINEER в рамках проекта.

В докладе приводятся иллюстрации процесса создания Управляющих структур на примере создания нового РН с использованием прототипов:

- согласование модели границ для разрабатываемого изделия
- разработка мастер-геометрии верхнего уровня и создание публикуемых наборов геометрии
- размещение упрощенных моделей приборов и агрегатов и создание модели распределения пространства
- разработка мастер-геометрии отсеков и узлов
- разработка эскизных моделей деталей и узлов на основе файлов мастер-геометрии и модели распределения пространства.

В результате проведенной работы были показаны основные процессы проектирования перспективных изделий РКТ.

Комплексный подход к автоматизации проектирования разгонных блоков

Рублёв Н.В., Ющик А.С.,
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара,

Проектирование новых видов и образцов машин, оборудования, устройств, аппаратов, и других сложных изделий таких, как разгонный блок, представляет сложный и длительный процесс, включающий в себя разработку исходных данных, чертежей, технической документации, необходимых для изготовления опытных образцов и последующего производства и эксплуатации объектов проектирования.

В настоящее время проектирование сложного оборудования и его элементов и узлов осуществляется на разных предприятиях с помощью различных САПР, в том числе типовых. Наиболее перспективным

направлением является комплексная автоматизация расчета массовых и габаритных характеристик за счёт специально разработанного программного обеспечения с последующим графическим представлением полученных вариантов компоновки посредством 3D-моделирования в CAD-системе.

Применительно к разгонному блоку процесс комплексного автоматизированного проектирования включает в себя следующие этапы:

- разработка математической модели для расчета массы топлива и массы элементов конструкции разгонного блока;
- разработка программного обеспечения, позволяющего оценить при помощи полученных моделей основные характеристики нескольких вариантов компоновки разгонного блока и представить их в виде упрощенных трехмерных моделей.

Такой подход к получению предварительных вариантов компоновки полностью автоматизирует процесс проектирования разгонного блока. В рамках данной концепции функция пользователя сводится к импортированию исходных данных в соответствующие поля основного окна интерфейса программного обеспечения.

В докладе приводятся результаты тестового расчета основных параметров, а так же упрощенные 3D-модели вариантов проектного облика разгонного блока для выбранных исходных данных, полученные с помощью разработанного программного обеспечения.

На основе этих расчетов производится выбор оптимальной компоновки разгонного блока при заданных исходных данных. Использование компьютерного моделирования существенно сократит срок разработки и уменьшит затраты на разработку разгонного блока.

К вопросу оценки степени влияния коэффициента безопасности на вероятность безотказной работы крыла ЛА

Зайцев С.Е., Калягин М.Ю., Сафронов В.С.
МАИ, г. Москва

В работе представлена модель статистической оценки степени влияния коэффициента безопасности на вероятность безотказной работы кессонного крыла ЛА на базе вероятностно – статистического подхода. При таком подходе под коэффициентом безопасности понимается отношение математических ожиданий величин несущей способности крыла и эксплуатационных нагрузок.

Предварительно, рассматриваемое крыло было рассчитано методом конечных элементов и спроектировано в программе расчета и оптимизации крыла. Далее на основе энергетического метода была получена аналитическая оценка несущей способности крыла. Результаты расчета методом конечного элемента удовлетворительно

согласуются с результатами, полученными с применением энергетического метода. Полученная аналитическая детерминированная модель несущей способности позволяет провести численный эксперимент по расчету вероятности безотказной работы рассматриваемого крыла, используя метод Монте-Карло и вводя в математическую модель несущей способности ряд возмущающих параметров. К возмущающим параметрам несущей способности конструкции в модели отнесены: физико-механические характеристики конструкционных материалов и размеры элементов конструкции. Распределение величин возмущающих параметров для элементов конструкции подчинено нормальному закону.

Случайная эксплуатационная нагрузка, действующая в процессе статистических испытаний, представлена как сумма “статической” составляющей, т.е. скорости установившегося потока и, “динамической” составляющей, вызванной случайными пульсациями скоростного напора ветра. Вероятность возникновения пульсации скоростного напора ветра различной величины, определяется двухпараметрическим законом распределения Вейбулла.

Расчет коэффициента безопасности производился методом последовательных приближений с заданной точностью вычисления вероятности безотказной работы. За вероятность безотказной работы принималось отношение числа опытов в которых конструкция работоспособна к общему числу опытов. В результате получены графические зависимости вероятности безотказной работы от коэффициента безопасности и гистограммы для несущей способности крыла и эксплуатационной нагрузки. Представленная методика позволяет не только осуществить выбор коэффициента безопасности но и установить связь коэффициента безопасности и вероятности безотказной работы конструкции.

Моделирование обтекания надкалиберного головного обтекателя ракеты-носителя потоком вязкого газа

Харитонов А.Н.,

ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара,

Тенденция развития ракетно-космической техники приводит к все большему увеличению массы и объемов выводимых полезных грузов, что в свою очередь приводит к изменению габаритов головного обтекателя. В связи с этим появился новый актуальный класс задач, связанный с изучением изменений в режимах обтекания ракет-носителей с подобными обтекателями, обычно называемыми надкалиберными, и, вытекающей отсюда необходимостью проведения исследования влияния повышенной надкалиберности головного

обтекателя на трение, теплообмен и температурные режимы различных теплозащитных пакетов при движении по траектории выведения. В настоящее время, подобные задачи достаточно успешно решаются с использованием таких вычислительных комплексов как Ansys Fluent, StarCD, в основе которых лежат алгоритмы, основанные на приближенных методах решения полных уравнений Навье-Стокса.

В данной работе приведены результаты сравнительного анализа моделирования обтекания ракеты-носителя с надкалиберным головным обтекателем с использованием программного комплекса Ansys Fluent с данными полученными в результате летных и трубных экспериментов.

Согласно траекторным параметрам весь участок выведения можно условно разделить на три основные зоны:

Область обычной газовой динамики (до высоты примерно в 50-60 км).

Область течения со скольжением (примерно с высоты в 50-60 км).

Область свободно-молекулярного течения (на больших высотах, примерно 120 – 130 км и выше).

Проведенные расчеты показали достаточно хорошую сходимость результатов численного моделирования (получены значения давления, температуры, плотности теплового потока) с данными летных экспериментов, особенно в условиях сплошной среды. Но для больших высот, характерных для областей течения со скольжением и свободно-молекулярного течения, наблюдаются расхождения между расчетными и летными данными, что указывает на необходимость использования дополнительных программ с доработанными расчетными методиками для области течения со скольжением. В случае свободно-молекулярного течения длина свободного пробега молекул значительно больше характерного линейного размера тела и при расчете обтекания можно пользоваться методами кинетической теории газов.

В заключение, следует отметить, что определение основных характеристик обтекания ракеты-носителя в области течения со скольжением представляет некоторые трудности. Это связано с тем, что в данном случае кроме обычных выражений для теплового потока и напряжения трения, в правой части уравнений Навье-Стокса или уравнений пограничного слоя добавляются члены более высокого порядка (нелинейные комбинации производных скоростей по координатам), что, в свою очередь, связано с необходимостью усовершенствования расчетных методик.

Зоны неоднородностей в расчетных моделях конструкции ЛА

Шаповалов В.Е.

НИАТ, г. Москва

В конструкциях ЛА всегда существуют локальные зоны, в которых

напряженно-деформированное состояние материала существенно отличается от регулярных областей. Такие зоны в основном возникают в местах соединений различных элементов ЛА, а также возле конструктивных элементов (вырезов, наплывов).

Очевидным путем к уменьшению количества зон неоднородностей является повышение интегральности конструкции, более широкое использование неразъемных соединений, таких как сварка и склейка, разумное проектирование.

Моделирование краевых зон существенно усложняет расчетные модели и соответственно повышает вероятность получения ошибочных выводов о возможностях конструкции. В то же время именно с краевых зон в основном и начинается разрушение конструкции. Для разрешения этой трудности существует множество стратегий.

В ходе работы над проектированием кессона горизонтального оперения из углепластика, наш коллектив столкнулся с затруднениями, вызванными отсутствием адекватных методик моделирования зон неоднородностей, характерных для выбранной конструктивно-силовой схемы. Такие зоны возникали в местах резкого изменения геометрии выкладки монослоев композита - переходах части слоев панели кессона в стрингерные слои, концевые участки стрингеров, конструктивные разрывы монослоев и их повороты.

Для разрешения затруднения, было принято решение поэтапного моделирования конструкции. Разделение модели на две части стало возможным на основании допущения того, что зоны неоднородности не влияют существенно на жесткость изделия в целом. На первом этапе была создана КЭ модель, описывающая кессон целиком. В результате расчета этой модели было определено усредненное напряженно-деформированное состояние для достаточно больших участков конструкции, а так-же коэффициенты разрушения композита для регулярных областей.

На следующем этапе были подробно смоделированы участки, содержащие неоднородности. В таких моделях использовались трехмерные конечные элементы, что позволило подробно рассмотреть картину напряженного состояния каждого монослоя в отдельности. Нагрузением в модели создавалось деформированное состояние, аналогичное состоянию из первой модели. При анализе второй модели вырабатывались рекомендации по изменению параметров конструкции в зоне неоднородности.

Такой подход показал высокую достоверность полученных результатов, подтвержденных расчетом по указанной методике и последующими испытаниями образцов.

Сравнение современных методов испытаний при исследовании динамических характеристик конструкций

Пронин М.А.

ЦАГИ, г. Жуковский

В работе произведено сравнение четырех методов экспериментального определения динамических характеристик (ДХ) конструкций. При определении ДХ определяющими факторами являются требуемая точность результатов и время, которое может быть потрачено для выполнения этой работы. Из этих соображений выбирается наиболее подходящий метод. Рассматриваются методы с различными способами возбуждения: широкополосное случайное, ударное возбуждение, возбуждение «разверткой синуса» и классический способ возбуждения «пошаговым синусом». Целью работы является выявление достоинств и недостатков и области применимости каждого из рассмотренных методов. В работе приведены основные положения теории колебаний связанные с определением ДХ. Кратко описана теория экспериментальных методов и их особенности. Проведена серия испытаний элемента конструкции всеми упомянутыми методами, выполнен анализ, сравнение результатов и области их применимости.

Сеть малых космических аппаратов для наблюдения космических объектов»

Фатеев В.Ф., Лагуткин В.Н., Лукьянов А.П.

МАК «Вымпел», г. Москва

В настоящее время задача обнаружения и наблюдения за космическими объектами (КО) решается с помощью радиолокационных станций и наземных оптических средств наблюдения. Регулярное наблюдение КО позволяет постоянно уточнять орбитальные параметры их движения и контролировать изменения параметров траекторий КО. Вынесение оптических средств наблюдения в космос обладает рядом преимуществ, дающих новые возможности по обеспечению глобального контроля КО.

Основными техническими проблемами, без решения которых создание средств и систем космического базирования для оптических наблюдений за КО невозможно, являются:

- проблема обработки больших потоков информации в автоматическом режиме, ее сжатия и оперативной передачи на Землю;
- проблема определения по угловым измерениям с подвижных носителей орбитальных параметров наблюдаемых КО и взаимной идентификации измерений в условиях большого числа объектов в околоземном космосе;

- проблема высокоточной навигации, ориентации и наведения оптических средств на наблюдаемые КО, двигающиеся с большими относительными угловыми скоростями;
- проблема обеспечения высокой чувствительности бортовых оптико-электронных систем при ограничениях на их массу и габариты.

Для исследования эффективности наблюдения КО из космоса разработана математическая модель, позволяющая имитировать процесс наблюдения для различных орбитальных построений системы МКА-наблюдателей, характеристик установленной на них аппаратуры обнаружения (размеры и ориентация полей зрения, чувствительность, время экспозиции) и параметров орбиты наблюдаемого КО.

Существенным этапом моделирования является получение по угловым замерам положений КО, получаемых с МКА, оценок орбитальных параметров, проведение взаимной идентификации несинхронных замеров от различных наблюдателей. Без этого невозможно оценить вероятность каталогизации вновь наблюдаемых КО и возможности поддержания их в каталоге в течение длительного времени.

На математической модели оценены возможности наблюдения околоземных космических объектов с помощью системы МКА-наблюдателей. Основные результаты моделирования состоят в следующем:

1. Обоснован выбор направлений полей зрения камер МКА-наблюдателя.
2. Показан рост характеристик наблюдения КО с увеличением высоты орбиты МКА-наблюдателей.
3. Рассмотрен вариант использования поворотных камер.
4. Показана устойчивость характеристик космической системы к отключению части МКА-наблюдателей.
5. Показана принципиальная возможность обнаружения и определения параметров орбит КО диаметром менее 5 см с помощью космической системы наблюдения на МКА.

Использование “действия” для расчета эффективной теплопроводности элементарной ячейки

Василевский Д.В., Спирин Г.Г., Шляпников И.П.
МАИ, г. Москва,

Известно, что большинство методов расчета теплопроводности дисперсных материалов базируются на принципе обобщенной проводимости. Принцип предполагает расчет температурного поля в пределах элементарной ячейки, моделирующей основные черты теплопереноса в материале. Расчет температурного поля в ячейке в общем случае проводится с использованием уравнения Лапласа, а в

случае линеаризации температурного поля, - с помощью тепловых сопротивлений.

Рассмотрена возможность расчета эффективной теплопроводности с помощью понятия “действия”, являющегося, в определенной степени, аналогом уравнения Лапласа. Отметим также, что принцип минимума “действия” может быть полезен при оценке точности численных расчетов стационарных температурных полей, в частности, с увеличением детализации температурного поля «действие» уменьшается, имея пределом минимальное значение, соответствующее истинному распределению температурного поля.

Результаты равнозначные применению закона Фурье, получаются, если «действие» использовать для расчета эффективной теплопроводности ячейки, заполненной чередующимися слоями материалов.

Модели и программное обеспечение для оценки среднесуточного времени освещения Солнцем радиаторов охлаждения космических аппаратов наблюдения

Куренков В.И., Стратилатов Н.Р., Федоренко О.Г., Шилов Л.Б.,
СГАУ, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Одним из условий повышения эффективности работы панелей радиаторов охлаждения (РО) космических аппаратов (КА) наблюдения является установка РО в зонах поверхности корпуса КА, которые минимально подвержены прямому воздействию на них Солнца.

Для определения этих зон сначала необходимо решить задачу об оценке среднесуточного времени нахождения на Солнце панелей РО. Авторам не известно решение такой задачи с учетом сложной пространственной конфигурации панелей, орбитального движения КА, имитации программных разворотов КА в процессе целевого функционирования.

Для решения этой задачи были разработаны математические модели, алгоритм и отдельный модуль программы, который встроен в созданное ранее программное обеспечение, предназначенное для оценки целевых показателей эффективности КА наблюдения (детальности, периодичности, оперативности и производительности) в имитационном режиме моделирования [1].

Суть моделирования заключается в следующем. Площадь панели РО разбивается на элементарные площадки, каждая из которых может быть принята за плоскую. Для каждой площадки строится единичный вектор нормали и определяется косинус угла между ним и единичным вектором направления на Солнце (в базовой системе координат КА). Косинусы углов определяются по методике [2]. Площадка считается освещенной Солнцем, если косинус угла положительный. Далее определяются

площади проекций этих площадок на плоскость, перпендикулярную вектору направления на Солнце (эффективные площади). В качестве критериальной характеристики сравнения вариантов мест установки РО на корпусе КА предложено использовать среднесуточную сумму произведений эффективных площадей площадок на время нахождения их на Солнце с учетом орбитального полета, разворотов КА и с учетом затенения РО элементами конструкции КА.

Список использованных источников

1. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: Изд-во СГАУ, 2006. – 178 с.

2. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. - Самара: Изд-во СГАУ, 2007. – 160 с.

Сетевая бортовая интегрированная система управления автоматических подводных аппаратов

Петербург А.И., Тычинский Ю.Д.
ГНПП «Регион», г. Москва.

Внедрение технологии БИСУ в конце 1990-х годов позволило существенно повысить эффективность подводных аппаратов за счет организации единого бортового информационного пространства, а также за счет перенесения большинства бортовых задач с аппаратного на программный уровень. Это дало возможность повысить порог реализуемости бортовых алгоритмов, в частности, перейти к внедрению алгоритмов комплексирования информации разных бортовых подсистем. Дальнейшее расширение круга задач комплексирования и их совершенствование очень скоро привело к тому, что разработчики приблизились к очередному порогу реализуемости бортовых алгоритмов. Для преодоления этого порога потребовалось внедрение новых технологий, которые затронули как аппаратный, так и программный уровни.

На аппаратном уровне были внедрены сетевые технологии, которые позволили осуществить глубокую декомпозицию бортовой вычислительной системы, обеспечив ее универсальность и независимость от периферии (от датчиков и исполнительных механизмов). Кроме того, вычислительную систему стало возможным легко переконфигурировать (например, наращивать вычислительные мощности), соединяя универсальные модули стандартными жгутами. Так же просто стало возможным переконфигурировать периферию – путем подключения приборов, оснащенных цифровым интерфейсом, в разъемы расширения.

Аналогичное переконфигурирование/наращивание поддерживается и на программном уровне. Переконфигурирование не требует изменения программного кода – решаемые задачи «не знают» на каком из вычислителей они выполняются.

Если глубокая декомпозиция (отделение) бортовой вычислительной системы от периферии на аппаратном уровне осуществляется посредством внедрения сетевых технологий, то на программном уровне аналогичное отделение бортовых алгоритмов от вычислительной платформы обеспечивается благодаря использованию языка C++ и соответствующей системной прослойки-каркаса с драйверами и системными службами. Это позволило, в частности, бортовому программному обеспечению придать свойство инвариантности к платформе (свойство переносимости кодов на другие вычислительные платформы).

Рассматриваемая сетевая БИСУ прошла успешные натурные испытания в составе ряда подводных аппаратов.

Обобщенный подход к обоснованию рационального типажа комплексов с БЛА

Федорец В.Н.,

ФГУ «46 ЦНИИ Минобороны России», г. Москва

Все вооруженные конфликты последних двух десятилетий характеризовались успешным применением беспилотных летательных аппаратов (БЛА) прежде всего для выполнения воздушной разведки. Более 30 стран разрабатывают и производят 250 типов БЛА, 80 типов уже находятся в эксплуатации в вооруженных силах многих стран. В нашей стране существующая система таких комплексов не соответствует предъявляемым к ним современным требованиям. Кроме того, отсутствует единая система взглядов на развитие таких комплексов и требований к ним. В этих условиях особую актуальность приобретают исследования по обоснованию типажа беспилотных летательных аппаратов.

Предварительный анализ содержания задачи обоснования типажа комплексов с БЛА показывает, что в рамках таких исследований необходима взаимная увязка результатов оперативно-тактических, военно-технических и технико-экономических исследований. Обоснование рационального типажа комплексов с БЛА представляет собой итерационный многоэтапный процесс, в котором по результатам исследований на отдельных этапах могут уточняться как результаты предшествующих этапов (частных задач), так и принятые начальные целевые установки выбора предпочтительного типажа комплексов с БЛА.

Рациональный вариант типажа БЛА должен определяться с учетом:

концепции построения, развития и боевого применения комплексов с БЛА;

оперативно-тактических факторов, обуславливающих необходимость создания тех или иных беспилотных комплексов;

условий выполнения разведывательных задач, определяемых характером и способом ведения вооруженной борьбы, динамикой боевых действий, противодействием противника, физико-географическими, природно-климатическими и метеорологическими условиями;

тактико-технических характеристик существующих, модернизируемых и перспективных комплексов с БЛА;

уровня развития промышленной базы и имеющегося в настоящее время научно-производственного потенциала;

финансово-экономического положения в стране и ее Вооруженных Силах.

Выбор рационального типажа комплексов с БЛА может быть осуществлен на базе структурно-параметрических исследований. Алгоритм решения представляет собой многоэтапную расчетную процедуру, построенную по блочно-иерархическому принципу и включает в себя следующие этапы:

формирование морфологической матрицы альтернативных проектных решений по созданию основных подсистем БЛА;

оценка совместимости, системы ограничений и генерация допустимых вариантов;

предварительный анализ допустимых вариантов и выбор предпочтительных на базе несложных полуэмпирических математических моделей, алгоритмов, частных критериев и методов решения многокритериальных задач;

количественный структурно-параметрический синтез предпочтительных вариантов и формирования рационального типажа комплексов с БЛА.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента № МК-1.2009.10

Защита объектов от поражения высокоточным оружием с помощью объемно распределенных поглощающих образований

Алексашенко В.А., Дамарацкий И.А., Трунов П.А.,
ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

Объектами исследования в настоящей работе являются способы защиты наземной, воздушной и космической техники от поражения высокоточным оружием. Рассмотрены существующие методы защиты, отмечены недостатки этих методов. Предложен новый способ защиты объектов с помощью объемно-распределенных поглощающих образований.

Способ защиты заключается в создании объемно-распределенных поглощающих образований на пути распространения электромагнитного излучения.

В процессе выполнения работы проведен ряд экспериментов по поглощению в радиолокационном, инфракрасном и видимом диапазонах. Результаты подтверждают возможность использования объемно-распределенных поглощающих образований для защиты объектов.

Создание комплекса оперативного видеонаблюдения на базе дистанционно-пилотируемого вертолёта

Дьяконов Д.А., Завалов О.А., Морозов Д.Е., Туркин И.К.
МАИ, г. Москва

В Московском авиационном институте в СКБ «Искатель» кафедры «Авиационные и ракетные системы» с 1998 г. проводятся работы по созданию комплексов с дистанционно - пилотируемыми летательными аппаратами (ДПЛА) вертолётного типа. В настоящее время создана серия высокотехнологичных, надёжных и недорогих как в приобретении, так и в эксплуатации вертолётных носителей широкого спектра целевой аппаратуры.

Главное отличие созданных вертолётных носителей от существующих в настоящее время на рынке – «развязка» конструкции от полезной нагрузки по времени, или: установка на борту целевого оборудования, систем управления полётом и наземного обеспечения поставляющегося на рынок в настоящее время, а также разработанного в будущем, не требует внесения изменений в конструкцию вертолёта. Необходимо выполнение двух условий: соответствие массово-габаритным и аэродинамическим характеристикам вертолёта и энергетическому ресурсу двигательной установки.

Единственная изменяемая деталь конструкции вертолёта - переходной элемент между посадочными местами конструкции вертолёта и посадочными местами оборудования. Снижение стоимости вертолёта получено за счёт снижения номенклатуры специальных элементов конструкции, применения серийно производящихся деталей и обслуживания вертолёта по состоянию.

Разработка автоматизированной системы структурно-параметрического синтеза беспилотных летательных аппаратов

Коваленко А.И., Петраш В.Я., Туркин И.К.,
МАИ, г. Москва

Повышенные требования к глубине и качеству проработки проектов современных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) привели к

необходимости проведения многовариантных проектных исследований уже на начальных этапах проектирования. Следует отметить, что проектируемые БЛА отличаются многообразием подсистем, составом и техническими решениями, используемыми при их разработке, т.е. каждый БЛА может рассматриваться как система переменного состава с различными вариантами элементов внутренней структуры. При этом необходимо учесть, что они отличаются также методами полета, принципами управления, характером траекторий и множеством других факторов. Синтез облика таких БЛА и их проектная проработка не может быть реализована без средств автоматизации.

Разрабатываемая для решения перечисленных проблем автоматизированная система включает головную управляющую программу-генератор, совокупность программных модулей, отвечающих за синтез облика и проектной программы, анализ и получение результатов в удобной для пользователя форме, а также совокупность баз данных (БД), необходимых для выполнения проектной работы. К их числу следует отнести: БД проектных моделей, БД компонентов элементной базы прикладного программного обеспечения (ППО), БД унифицированных обозначений переменных и др. Следует отметить, что параллельно с синтезом БЛА генерируется текст проектной программы и числовая информация, определяемая выбранными на этапе синтеза структуры внешней геометрией, внутренней компоновкой, характеристиками материалов, топлив, технологических ограничений и др.

Формирование облика БЛА завершается синтезом проектной программы с выводом текста компактного описания алгоритма ее решения. При необходимости проектировщик может внести изменение в структуру алгоритма путем замены имени любого унифицированного элемента ППО, либо включением в описание алгоритма нового, заранее подготовленного фрагмента. Параллельно с формированием программы генерируется ее информационная модель. Результаты решения представляются в удобной для анализа табличной и графической форме. В учебном процессе разрабатываемую систему предполагается применять при выполнении курсовых и дипломных проектов.

Литература:

Петраш В.Я. Методы и модели автоматизированного проектирования летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2007, 93с.

Некоторые особенности исследования и расчета системы «оружие-установка» при стрельбе с различными характеристиками системы

Бойков М.А.,
ВАИУ, г. Воронеж

Для повышения эффективности и безопасности боевого применения систем авиационного артиллерийского оружия (ААО) требуется совершенствование методов расчета динамических характеристик систем «оружие-установка», уточнения и детализации расчетных схем, учета всех особенностей работы и амортизации изделий.

Рассмотрены некоторые особенности исследования и разработки методики расчета динамических характеристик системы «оружие-установка» воздушного судна при стрельбе очередями, а также исследование динамических характеристик установок при различных условиях работы оружия.

ААО размещается на авиационной артиллерийской установке (ААУ), которая обеспечивает крепление авиационного артиллерийского оружия на борту воздушного судна, наводку оружия на цель, питание его боеприпасами и стрельбу.

Наиболее сложную конструкцию имеют подвижные ААУ. Исследуются установки ААО некругового вращения с двумя степенями свободы.

При автоматической стрельбе очередью импульсы силы отдачи повторяются через определенное время, называемое временем цикла. После прекращения действия очередного силового импульса происходят свободные колебания оружия на установке, что при последующем выстреле может привести к увеличению их амплитуды и, следовательно, к повышенной деформации конструкции.

В общем случае кроме продольной силы отдачи при стрельбе на установку передаются поперечные усилия, возникающие в результате работы механизма подачи, механизма снижения, а также в случае, если ось канала ствола смещена относительно центра масс или узлов крепления оружия. Поперечные силы нагружают вертикальный и горизонтальный приводы и вызывают изгибные и поперечно-вращательные колебания установки.

Предложенный алгоритм анализа собственных колебаний методом перемещений включает в себя построение глобальной матрицы масс конструкции. Для каждого типа конечных элементов используются соответствующие алгоритмы, позволяющие учитывать вклады от отдельных конечных элементов в полную матрицу масс. Помимо собственной массы пластинчатой или стержневой системы необходимо включать в матрицу масс сосредоточенные массы, которые подразделяются на две группы: массы, совпадающие с узлами расчетной модели, и массы, лежащие вне ее узлов (вынесенные массы).

С использованием предложенных математических и программных средств методом статического расчета определены жесткости исследуемых установок.

Произведена оценка демпфирующих характеристик установок ААО.

Предложена динамическая расчетная схема системы «оружие-установка», приведены примеры расчета частот собственных колебаний и динамических характеристик типовой установки ААО.

Выявлено влияние упруго-демпферных и инертно-массовых характеристик системы «оружие-установка» на амортизирующие свойства и амплитуды вынужденных колебаний установки ААО.

Многокритериальный выбор проектных решений при разработке новых образов беспилотных ЛА

Балык В.М., Дементьев Н.А., Босых Н.В.,
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается новая технология работы с задачами многокритериального выбора. Такие задачи характерны и при разработке новых образов беспилотных ЛА, когда необходимо построить адекватную аэродинамическую модель и реализовать угол полёта к цели под прямым углом с максимальной скоростью.

Существующие подходы к решению многокритериальных проектных задач, как правило, связаны со свёртками частных критериев оптимальности в некоторый один обобщенный критерий, что приводит к значительному субъективизму в принимаемых решениях.

Предлагаемая технология многокритериального выбора состоит в сведении исходной задачи к задаче поиска глобального экстремума, где на каждом шаге в критериальном пространстве последовательно улучшаются все частные критерии. При этом критериальная модель аппроксимируется гармоническими полиномами.

Разработанная технология многокритериального выбора апробировалась на многочисленных модельных задачах и позволила существенно улучшить проектные решения.

Требования к автоматизированному комплексу управления полетом перспективного беспилотного ЛА

Таргамадзе Р.Ч., Казмерчук П.В. (НПО им. С.А.Лавочкина,
г. Химки),
Усачов В.Е., Моисеев Д.В., Бобков Д.А.,
Мордвинкин А.С., Тихомиров А.В.
(МАИ, г. Москва)

Доклад представлен на основе материалов поисковой научно-исследовательской работы в рамках реализации ФЦП «Научные и

научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы. Государственный контракт № П932 от 04 июня 2010 г.

В докладе сформулированы и обсуждаются требования, которым должен отвечать автоматизированный комплекс управления полетом (АКУП) перспективного беспилотного летательного аппарата (БЛА). В состав АКУП входит бортовой и наземный сегменты. Бортовой сегмент включает в себя пилотажно-навигационный блок, содержащий измерители параметров движения, автопилот, навигационный блок, рулевые приводы. Наземный сегмент представляет собой рабочее место оператора БЛА, являющееся, в свою очередь, совокупностью определенных аппаратных и программных средств для задания маршрута, проведения предполетной диагностики, отображения целевой информации. В докладе перечислены основные варианты целевой обстановки, применительно к которым БЛА должен выполнить целевую задачу. Отмечается, что АКУП должен обеспечивать управление в следующих основных вариантах функционирования БЛА:

- штатный полет;
- нештатные ситуации;
- испытания;
- процесс обучения и тренировок.

В докладе перечислены основные задачи, которые решает АКУП в каждом из вариантов функционирования БЛА. Сформулированы требования к программно-алгоритмическому обеспечению АКУП, перечислены основные программные модули, входящие в состав программного обеспечения (ПО) наземной части АКУП. Приведены требования по эргономике программного обеспечения АКУП, а также требования к аппаратному обеспечению АКУП.

Структура и состав системы математических моделей для выбора рационального облика крылатой ракеты класса

«воздух-поверхность»

Зурабьян Н.И.,
ГосНИИАС, г. Москва

В последние 20-25 лет во всем мире ведутся активные разработки в направлении создания так называемого высокоточного оружия (ВТО).

Номенклатура целей для ВТО достаточно широка: от прочных укрытий и промышленных сооружений до площадных легко уязвимых целей.

Одной из разновидностей ВТО являются авиационные крылатые ракеты класса «воздух-поверхность».

Актуальной задачей в настоящее время является разработка математического аппарата и формирование облика крылатой ракеты средней дальности класса «воздух-поверхность».

В качестве критерия рациональности может быть использован критерий минимума суммарной стоимости утрачиваемых в ходе планируемой операции ресурсов, включающих в себя, главным образом, потерянные в ходе операции носители, затраты на разработку и производство потребного числа ракет при условии выполнения заданных объемов целевых задач.

На выполнение боевой задачи оказывают влияние следующие группы факторов:

1. Факторы, связанные с используемым оперирующей стороной вооружением: дальность пуска ракеты, вес боевой части, стартовый вес, система наведения, диапазоны высот и скоростей и др.
2. Факторы, связанные с научным и производственным потенциалом оперирующей стороны.
3. Факторы, связанные с театром военных действий: расположение, количественные и качественные составы ценностных объектов, средств нападения и ПВО, протяженность конфликта во времени, рельеф поверхности и др.

Факторы первой группы взаимосвязаны между собой. Эта взаимосвязь должна быть учтена в модели авиационных крылатых ракет, с помощью которой формируется множество возможных решений.

Для оценки итогов конфликта, включающих в себя степень выполнения боевой задачи, количество потерянных носителей и потребное число ракет выбранного типа, система моделей должна включать в себя модель боевой операции, связанную, в первую очередь, с моделями расчета потерь при преодолении зоны ПВО, расчета показателей полигонной эффективности, изменения положения объектов, подлежащих поражению. Эта модель учитывает влияние на результат факторов групп 1 и 3.

Для определения стоимости разработки и производства ракет выбранного типа необходимо задействовать блок экономических моделей, учитывающих факторы групп 1 и 2.

Система моделей, включающая в себя описанные выше блоки, позволяет выбрать набор обличковых характеристик крылатой ракеты, оптимальный для применения в заданной конфликтной ситуации.

Исследование критических параметров диэлектрических веществ в микрообъемах (10^{-9} м^3)

Василевский Д.В., Спирин Г.Г., Тимофеев О.А.,
МАИ, г. Москва,

Метод основан на регистрации температуры гомогенной нуклеации жидкостей. Известно, что эта температура находится в окрестности точки спинодали, определяющей границу абсолютной неустойчивости

жидкости. Распад жидкости на фазы в окрестности спинодали характеризуется генерацией акустического излучения, носящего сосредоточенный характер. По мере роста давления и приближении к критической точке акустический сигнал убывает и в критической точке (когда нет распада на фазы) исчезает совсем.

В экспериментах использовались резистивные дорожки, нанесенные на диэлектрические подложки (никель с подслоем хрома). Сопротивление дорожки $\sim 10 \text{ Ом}$. Исследуемое вещество помещалось под покрывное стекло, толщина слоя жидкости составляла $\sim 10^{-4} \text{ Ом}$. На дорожку (резистор) подавался прямоугольный импульс напряжения, вызывающий ее нагрев. Резистор служил источником тепла и одновременно измерителем температуры. При достижении критического давления акустический сигнал исчезал. Регистрация момента времени исчезновения сигнала при известных параметрах импульса напряжения позволяла определить критическую температуру. Абсолютная погрешность измерений критического давления не превышала 2 атм, критической температуры 3^0 С .

Постановка задачи идентификации параметров летательного аппарата в режиме реального времени

Семенов А.В.,
ВА РВСН имени Петра Великого, г. Москва

При проектировании систем автоматического управления летательными аппаратами решение задачи математического моделирования объекта управления преследует целью с одной стороны, как можно более точно описать объект управления и условия функционирования его, с другой, получить наиболее простую и удобную для дальнейшей работы математическую модель. Во многих случаях полученные модели позволяют решать поставленные задачи управления, однако при необходимости улучшить качество функционирования систем управления возникают подчас неразрешимые сложности.

В настоящее время для проектирования систем стабилизации движения ЛА применяется наряду с другими метод параметров состояния. Данный метод имеет определенную устойчивость к разбросу коэффициентов в модели объекта управления относительно номинальных значений, однако при достаточно больших отклонениях можно наблюдать ухудшение показателей качества и даже расходящиеся процессы. Это является результатом управления объектом, отличающимся параметрически от модельного образца, для которого синтезирован закон управления.

Применение идентификации объекта управления в режиме реального времени и учет данной информации позволяет в ходе полета проводить

повторный синтез закона управления. Задача идентификации в данном случае предполагает определение переменных по времени параметров по данным, получаемым с штатного измерительного комплекса. То есть в общей форме требуется по измеряемому (известному) вектору параметров состояния определить значения параметров двигательной установки и учесть их при формировании закона управления.

В данной формулировке задача идентификации и последующего управления представляется достаточно сложной и емкой в вычислительном плане, поэтому решение поставленных задач предполагается производить с применением нейросетевых технологий, которые позволяют реализовывать достаточно сложные вычислительные алгоритмы практически мгновенно, при условии качественной их подготовки (т.е. обучения).

Таким образом, решение задачи идентификации параметров летательного аппарата и учет данных поправок в законе управления позволит повысить качество управления за счет более полной информации о состоянии и характеристиках объекта управления в режиме реального времени.

Литература:

1. Нейрокомпьютеры в космической технике/Под ред. В.В. Ефимова. - М.: Радиотехника, 2004.-320 с.
2. Варжапетян А.Г., Анохин В.В. Системы управления. Инжиниринг качества. - М.: Вузовская книга, 2007.-320 с.

**Об одном подходе к обеспечению аэроупругой устойчивости
беспилотного летательного аппарата совместно с системой
автоматического управления**

Парафесь С.Г.,
МАИ, г. Москва

Одной из важнейших проблем проектирования высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ). Для высокоманевренных БЛА аэроупругая неустойчивость с САУ, связана, прежде всего, с возможностью возникновения автоколебаний в контуре «упругий ЛА – САУ», негативно влияющих на функционировании САУ, вплоть до выхода ее из строя. Их предотвращение в общем случае требует разработки контура САУ и его компоновки с учетом частотных характеристик ЛА. В процессе такой разработки решаются вопросы обеспечения достаточных запасов аэроупругой устойчивости путем: выбора соответствующей структуры САУ; рационального размещения датчиков САУ по длине корпуса ЛА; выбора средств компенсации сигналов датчиков, обусловленных упругими колебаниями ЛА, в том числе фильтров в соответствующих

трактах САУ, направленных на подавление наиболее опасных тонов колебаний конструкции ЛА; выбора характеристик рулевого привода и механизма (проводки) управления.

Наилучших результатов следует ожидать при комплексном проектировании конструкции упругого ЛА и САУ, особенно, в рамках решения единой оптимизационной задачи. Однако на сегодня данная задача применительно к маневренным БЛА не является решенной. Это связано, прежде всего, со значительной размерностью задачи, большим числом требований и ограничений, многие из которых являются трудно формализуемыми, сложностью построения единого критерия оптимальности, с позиций которого оценивалось бы качество проектируемой системы.

Для решения задачи совместного проектирования конструкции и САУ высокоманевренного БЛА с учетом требований аэроупругой устойчивости предлагается итерационный подход. Согласно данному подходу на первом этапе решается задача выбора структуры и основных параметров системы стабилизации; при этом для описания аэроупругих свойств БЛА используется упрощенная передаточная функция (учитывающая лишь колебания корпуса). Второй этап предполагает раздельное проектирование подсистем ЛА с целью получения рациональной конструкции и САУ; при этом проектирование подсистем ЛА ведется традиционными методами с соблюдением требований, сформулированных на первом этапе рассматриваемой задачи. На третьем этапе исследуется аэроупругое взаимодействие ЛА и САУ; при этом для описания аэроупругих свойств ЛА используется более точная передаточная функция (учитывающая совместные колебания корпуса, крыльев и рулей). В случае невыполнения требований аэроупругой устойчивости ЛА с САУ вырабатываются мероприятия (суть которых описана выше), направленные на повышение запасов устойчивости, после чего повторно решаются задачи рационального проектирования либо конструкции ЛА, либо САУ.

**Оценка рациональности геометрического и конструктивно-
технологического компоновочного решения изделия**

Бодрышев А.В.
МАИ, г. Москва

Основной задачей компоновки ЛА является создание внутренней компоновки объектов (агрегатов) с требуемыми техническими характеристиками, а также уменьшение объема сервисных работ по их эксплуатации и ремонта.

Разработки В.Л. Рвачева (R-функций) и Ю.Г. Стояна (годограф функции плотного размещения) дают основу поиска компоновочного

решения но не учитывают влияние на компоновку эксплуатационных параметров.

Поиск решения задач по компоновке сложных объектов требует на начальной стадии проведения экспертных оценок. Предлагается, исходя их наличия статистических данных по прототипам изделия или их аналогам давать комплексную оценку выбора правильного варианта компоновки. Для этого основные параметры просматриваем с применением функциональной желательности Харрингтона. Вводим следующую градуировку: $d_1 \in [0 ; 0,37]$ – нежелательный уровень компоновки для заданного параметра, $d_2 \in [0,37 ; 0,67]$ – хороший или удовлетворительный уровень компоновки для заданного параметра, $d_3 \in [0,67 ; 0,8]$ – хороший уровень компоновки для заданного параметра, $d_4 \in [0,8 ; 1,0]$ отличный уровень компоновки для заданного параметра.

Такую шкалу применяем, например, для выбора компоновочного решения исходя из требований к трудоемкости монтажа и демонтажа изделия, условий доступности и легкосъемности, весового совершенства и т.п.

Согласованность мнений экспертов анализируем с применением коэффициента конкордации.

Полученные матрицы оценочных коэффициентов функциональных и эксплуатационных зависимостей при компоновке и их весовых значений позволяет определить комплексный коэффициент компоновочного решения i -го изделия K_i и создать таблицу распределения предпочтительности рассмотренных компоновочных структур при заданных величинах оценок независимыми экспертами.

Проведенные исследования позволили сформировать подходы к оценке правильности компоновочных решений, проведен анализ исследований основных методов компоновки, разработана методика оценки оптимальности компоновочного решения с учетом технологических факторов.

Литература:

1. Теория R-функций и актуальные проблемы прикладной математики / Стоян Ю.Г., Проценко В.С., Манько Г.П. и др. — Киев: Наук. думка, 1986 – 264 стр.
2. Теория приближений и атомарные функции / Рвачев В.Л., Рвачев В.А. . М., «Знание», 1978, 64стр.
3. Бодрышев С.В., Буряков А.А., Куприков М.Ю. Коэффициенты функциональных и эксплуатационных зависимостей при компоновке приборных отсеков ЛА (№10 2006 год)

Метод физического моделирования газодинамики высотных струйных процессов в земных условиях

Бачин А.А., Максименков В.С., Прочухаев М.В., Сажин Д.С.,
Храмов Н.Е.,
ЦНИИмаш, г. Королев

Физическое моделирование газодинамики высотных струйных процессов в земных условиях с целью определения распределенных и интегральных нагрузок, действующих на элементы конструкции изделия или на изделие в целом, проводится в газодинамических барокамерах с высокой степенью разрежения и направлено на решение двух основных проблем, а именно:

- воспроизведение газодинамической картины течения, что связано с обеспечением соответствующей нерасчётности струй;

- воспроизведение основных газодинамических параметров моделирования M , k , Re , $T...$, отображающих газодинамические и физико-химические свойства натурных струй.

В работе приводятся результаты отработки некоторых положений экспериментальной методики [1], разработанной для барокамер с объемом до 200м^3 и расходом газа через модель до 0.2 кг/с , применительно к барокамере У-22, имеющей объем $\sim 1000\text{м}^3$ и начальное разрежение $\sim 0.002\text{ мм рт.ст.}$ с целью использования в ней крупномасштабных моделей с расходом рабочего тела до 3.5 кг/с .

Особое внимание уделено решению первой проблемы, поскольку барокамера У-22 не имеет криогенной откачки и работает в режиме наполнения. Рабочий поток в ней создается на основе свойства сильно недорасширенных струй, позволяющего реализовывать автомоделный по нерасчетности режим течения.

По результатам экспериментальных исследований с использованием конструктивно типовых моделей путем прямого взвешивания изучаемого элемента и мониторинга течения в необходимых областях в процессе эксперимента получены данные по интервалу времени рабочего потока в зависимости от основных факторов, влияющих на его величину.

Показано, что в существующей внутренней конфигурации барокамеры У-22 рассматриваемый метод позволяет проводить физическое моделирование газодинамики процессов струйных взаимодействий на больших высотах с использованием крупномасштабных моделей с расходом до 3.5 кг/с при величинах β (угол наклона осей сопел к оси симметрии модели) и L (расстояние от плоскости отделения до срезов сопел) в диапазонах $5^\circ \leq \beta \leq 30^\circ$ и $0 \leq L/r_a \leq 360$.

Исследования были проведены при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант №10-08-00457-а)

1 Khramov N.E., Bachin A.A., Maksimenkov V.S., Kovalev A.V. Investigation of Jet Gasdynamics High-Altitude Problems during the Development of Products of Rocket Space Technology \ Intern. Aerospace Congress. Moscow, 1994.

Технология изготовления сборно-сварной фермы стенда для испытания в динамике ракетных конструкций

Мусатов В.А.,
Энергоконтракт, г. Москва

Существующая испытательная база для ракетных конструкций позволяет достаточно полно исследовать вопросы статического, динамического и теплового нагружения отдельных конструктивных элементов. Для испытаний крупных изделий требуется создание специализированных установок. К подобным задачам относятся и испытания ракет-носителей (РН) на функциональные срабатывания, например на разделение ступеней. В подобных случаях проектируются специализированные негабаритные стенды, которые соответствуют значительным размерам и массам объектов испытаний, способны воспринимать большие статические и динамические, в том числе ударные, нагрузки.

Конструкции негабаритных стендов содержат силовые элементы типа протяженных пространственных ферм, предназначенных для того, чтобы фиксировать изделие, выдерживать точные линейные и угловые посадочные размеры, сохранять стабильность параметров стенда при многократных испытаниях объектов в динамике.

Для изготовления пространственно вытянутых ферм, воспринимающих продольные и поперечные силы, изгибающие и крутящие моменты, применяются стальные профили: уголкового, таврового, двутаврового. Соединяются профили сваркой.

В работе путем проведения численных расчетов было определено напряженно-деформированное состояние всей ферменной конструкции, представляющей собой сложную стержневую систему, которая состоит из протяженной ферменной балки и торцевых объемных ферменных опор. Ферменная балка конструктивно состоит из нескольких секций, соединенных болтами. Они же соединяют балку с опорами.

Все сварные соединения в ферме были классифицированы по типам и прошли испытания на прочность. Выявленные расчетом наиболее нагруженные сварные соединения в ферме были дополнительно экспериментально исследованы, в том числе с учетом повторных

нагрузений. В результате расчетов и экспериментов была выбрана ширина сварных швов и технология их изготовления.

Отдельные секции сборно-сварной ферменной металлоконструкции изготавливались в специальном стапеле, причем сварку вели от середины к краям для снижения остаточных напряжений. С этой же целью собранную секцию помещали в печь для термообработки.

В процессе изготовления фермы контролировались геометрические размеры конструкции, качество сварных швов.

Исследование новых возможностей терминального метода наведения ракет-носителей по наведению отделяющихся частей ступеней в интересах сокращения размеров полей падения

Гончаренко В.И., Беневольский С.В.,
МАИ, г. Москва

Задача вычисления параметров управления решается на РН с терминальными методами наведения (ТМН) на основе прогнозирования вектора состояния РН на требуемый момент времени окончания полета. На основе невязок по краевым условиям вычисляются параметры требуемого управления. За последние годы развития ракетно-космической техники в этом направлении ее совершенствования достигнуты серьезные успехи. Это позволило как уменьшить ошибки выведения полезной нагрузки, так и расширить спектр выводимых объектов.

Однако совершенствование способов управления попадающими траекториями полета отделяющихся частей ступеней (ОЧС) средств выведения (СВ) отстает от возможностей, которые возникают на современных СВ с появлением все более совершенных БЦВМ и средств регулирования тяги. Между тем расходы на аренду полей падения ОЧС несколько не уменьшаются. Более того, вследствие расширения мониторинга полей падения и требований к безопасности хозяйственной деятельности в окрестностях таких районов свидетельствуют об обратном.

Предлагается совершенствовать алгоритмы наведения современных СВ на основе использования унифицированных математических моделей движения (УММД), использующих аналитическое вычисление приращений кажущихся параметров движения и приближенное численное интегрирование гравитационного ускорения специальным методом численного интегрирования. Это позволяет повысить адекватность прогноза точек падения ОЧС в процессе решения задачи наведения благодаря отсутствию линеаризации.

Обобщенные проектные параметры УММД при надлежащем уточнении их по результатам решения навигационной задачи в интегральной форме могут содержать результат совместного влияния на

полет большого количества действующих в полете сил, что позволяет повысить адекватность прогноза полета СВ на оставшемся до отделения ОЧС участке полета. Особое внимание следует обратить на работоспособность модернизируемых таким образом методов наведения при некоторых нештатных ситуациях.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект № 09-08-00750-а.

Список литературы

Беневольский С.В. Математические модели движения для синтеза методов наведения перспективных баллистических ракет // Оборонная техника.- 2007.- № 3-4. С. 12-16.

Баллистические ракеты и ракеты-носители: Пособие для студентов вузов/О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гущин и др.; Под ред. О.М. Алифанова. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.: ил.

Суйменбаева Б.Т., Садыбек Т.А. и др. Концептуальные положения развития космической отрасли республики Казахстан / Монография под общей редакцией Суйменбаева Б.Т.; - Евразийский центр космических технологий, Республика Казахстан, г. Алматы, - 2007, 48 с.

Методика описания карты местности для решения навигационных задач, использующих ситуационный анализ изображений

Ким Н.В., Кузнецов А.Г.

МАИ, г. Москва

Актуальной и практически важной является задача автономной навигации беспилотного летательного аппарата (БЛА) без использования спутниковых навигационных систем. Эта задача может быть реализована, в частности, с использованием средств интеллектуальной обработки видовой информации, подразумевающей проведение ситуационного анализа принимаемых на борту МБЛА изображений.

Отличие предлагаемых методов от традиционных, лежащих в основе обзорно-сравнительных методов навигации, заключается в возможности оценки координат МБЛА как по отдельным неконтрастным изображениям элементов рельефа местности, так и по их последовательности, формируемой в процессе наблюдения.

В основе предлагаемых методов навигации лежит анализ принимаемых изображений, идентификация последовательностей наблюдаемых объектов и оценка взаимного расположения объектов на наблюдаемой сцене в соответствии с имеющимся эталонным ситуационным описанием карты местности.

Важным моментом при этом является адекватное ситуационное описание карты местности, над которой выполняется полет БЛА, с целью обеспечения эффективной локализации области в которой

находится БЛА, построения маршрута дальнейшего движения и высокоточной оценки координат по наблюдаемым в области решения целевой задачи (ЦЗ) контрастным ориентирам.

Для этого исходная карта местности разбивается на равные области (фрагменты), описание которых хранится в таблицах эталонной базы данных (БД). Размер области определяет максимальную точность грубой привязки БЛА к карте местности. В качестве исходной карты возможно использовать одну из существующих векторных карт местности.

Эффективность идентификации района нахождения БЛА определяется информацией (словарем признаков), которая описывает ту или иную область карты местности.

В работе используется следующий словарь признаков для описания отдельных областей карты: классы наблюдаемых ориентиров, описанные на языке словаря признаков, которые могут быть получены с использованием системы технического зрения; априорные вероятности наблюдения ориентиров; априорная вероятность нахождения БЛА в данной области, определяемая с учетом предыдущей траектории полета БЛА.

Таким образом, методика описания карты состоит в следующем:

1. Разбиение исходной векторной карты на области, размер которых удовлетворяет требуемым точностям грубой оценки координат БЛА;
2. Описание областей карты на языке выбранного словаря признаков. Описание помещается в соответствующие поля БД;
3. Описание взаимосвязей соседних объектов и областей карты, позволяющее автоматически строить стратегию эффективного решения ЦЗ;
4. Формирование соответствующей структуры базы данных.

Комбинированный алгоритм решения транспортной задачи в системе планирования полета группы беспилотных летательных аппаратов

Подлипьян П.Е., Максимов Н.А.

МАИ, г. Москва

Автоматизированный наблюдательный комплекс, включающий в себя группу беспилотных летательных аппаратов (далее БЛА), в процессе своего функционирования должен обеспечивать оперативное планирование оптимальных маршрутов полета БЛА на основе заложенной в него имитационной модели БЛА и внешней среды, с учетом различного рода ограничений. Задача оптимального планирования маршрутов полета БЛА по таким критериям как время полета или его протяженность является транспортной задачей с

нелинейной метрикой, зависящей от имитационной модели БЛА и его окружения. В связи с этим алгоритм для решения данной задачи должен обладать определенной гибкостью, позволяющей учитывать различные ограничения, налагаемые моделью.

Исходную транспортную задачу предлагается разбить на две подзадачи, такие как: распределение множества целей на подмножества для каждого БЛА и определение маршрута БЛА на принадлежащем ему подмножестве целей.

Данное разбиение позволяет использовать слабосвязанную комбинацию из двух алгоритмов, каждый из которых решает свою подзадачу. Для распределения множества целей на подмножества для каждого БЛА предлагается использовать генетический алгоритм, так как целевая функция имеет большое число значимых параметров и является дискретной. Связь между алгоритмами осуществляется через функцию приспособленности генетического алгоритма, которая представляет собой обобщенный критерий качества облета каждым БЛА своего подмножества. Данный критерий формируется на основе решения задачи коммивояжера для каждого БЛА на своем подмножестве, определяющего маршрут облета, и других ограничений.

Задачу коммивояжера предлагается решать методом ветвей и границ, так как он обладает более высокой точностью в сравнении с эвристическими алгоритмами, такими как алгоритм минимального остового дерева, алгоритм Кристофидеса и т.д., а так же в отличие от них не налагает дополнительных ограничений на модель.

Программа, реализующая данный комбинированный алгоритм, при решении тестовых примеров, для которых известно оптимальное решение, показала отклонение от него в среднем на 7%, при использовании метода ветвей и границ в реализации Литтла, и 28% при использовании метода наименьшего остового дерева.

Управление исполнительными двигателями системы стабилизации и наведения линии визирования с расширенным диапазоном углов наведения

Захариков В.С., Смирнов В.А.,
ТГУ, г. Тула

Для наблюдения за подвижными и неподвижными целями с борта подвижного объекта широко применяются различные системы стабилизации и наведения линии визирования (ССиН ЛВ).

Обзор ССиН ЛВ, выпускаемых отечественной и зарубежной промышленностью, показал, что практически ни одна из применяемых конструкций не обеспечивает стабилизации и слежения за целью при углах вертикального наведения, близких к 90 градусам, поскольку

большинство выпускаемых ССиН ЛВ построено на основе двухосного карданова подвеса.

Предложена кинематическая схема ССиН ЛВ на основе подвеса с тремя степенями свободы и оптического шарнира, обеспечивающая стабилизацию и слежение за целью при любых углах горизонтального и вертикального наведения в пределах полусферы.

Предложены алгоритмы оптимального управления приводами всех трех степеней свободы, обеспечивающие управляемость и наибольшее быстродействие при любых углах горизонтального и вертикального наведения. Предложенные алгоритмы управления осуществляют распределения управляющих воздействий между двумя основными и третьей дополнительной степенями свободы в зависимости от текущего значения углов наведения, параметров качки основания и угловых скоростей наведения по азимуту и высоте.

Для проверки предлагаемых алгоритмов управления положением ЛВ проведено моделирование полученной нелинейной системы в среде MatLab.

Моделирование показало устойчивость и высокую точность стабилизации линии визирования при использовании предложенных алгоритмов управления при любых значениях углов пеленга цели.

Показано, что предложенная кинематическая схема и алгоритмы управления обеспечивают управляемость и высокое быстродействие.

К вопросу согласованного применения двух БПЛА

Ким Н.В., Крылов И.Г., Лебедев А.В.
МАИ, г. Москва

В настоящее время многие задачи мониторинга земной поверхности решаются с помощью атмосферных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

В ряде случаев эффективность применения одиночных БПЛА ограничивается несколькими километрами допустимой дальности связи оператора с БПЛА, невозможностью организации удаленного контроля за выполнением целевых задач (ЦЗ). Кроме того, сложность оперативного планирования траекторий наблюдения может привести к недопустимому увеличению ошибок типа «пропуска целей». Одним из вариантов существенного повышения эффективности является групповое применение БПЛА, в частности, согласованное применение двух БПЛА.

С помощью применения двух БПЛА возможно решение задачи организации разноракурсного согласованного наблюдения с целью повышения вероятности правильного обнаружения и распознавания. Кроме того, за счет распределения функций каждого БПЛА могут быть решены такие целевые задачи (ЦЗ), как:

- увеличение дальности действия за счет ретрансляции информационных и командных сигналов;
- контроль результатов выполнения ЦЗ;
- Таким образом, использование данного подхода позволяет расширить область использования и повысить эффективность применения БПЛА.
- Для реализации автономного согласованного использования БПЛА необходимо, чтобы системы автоматического управления (САУ) обеспечивали выполнение следующих типовых задач:
- автоматический полет по заданной траектории. В частности, по заданным промежуточным пунктам маршрута;
- согласованный полет, в том числе с учетом требований безопасности полета группы БПЛА;
- полет по типовым траекториям (восьмерка, круг);
- автоматический возврат БПЛА по запросу оператора.

Системный подход к созданию автоматической системы управления процессами в биотехнической системе жизнеобеспечения космонавтов для длительного космического полета

Малоземов В.В., Морозов Г.И., Зарецкий Б.Ф.,
МАИ, г. Москва

Биотехническая система жизнеобеспечения (БТСЖО) – специфическая и крайне сложная система, создание которой является новой задачей, не решавшейся ранее в науке. Также новой и весьма необычной является задача создания системы управления процессами в БТСЖО. Для решения ее необходимо применение системного подхода.

Работы по созданию АСУ для БТСЖО целесообразно выполнять в несколько этапов:

- декомпозиция БТСЖО на ряд локальных модулей;
- разработка математических моделей процессов;
- разработка схемы АСУ с максимальным использованием программно – параметрических компонентов логического типа;
- отработка локальных модулей с элементами АСУ на наземных стендах и в космическом полете;
- наземная отработка БТСЖО с АСУ;
- наземные медико-технические испытания комплекса систем жизнеобеспечения в целом.

При создании компонентов АСУ БТСЖО должна максимально использоваться микропроцессорная техника.

Общие требования к локальным блокам управления (БУ):

- обеспечение функционирования БУ с минимальными затратами энергии;
- обеспечение участие человека в управлении при максимальном использовании автоматического режима;
- максимальное использование сенсорных панелей для индикации функционирования БУ;
- расширение применения в АСУ «интеллектуальных» технологий;
- расширение унификации конструкции БУ и средств программного обеспечения.

По мнению авторов, изложенный подход позволит обеспечить необходимые значения параметров по надёжности, качеству функционирования БТСЖО, снизить степень участия человека в процессах и повысить общую эффективность КСЖО.

Литература.

1. Морозов Г.И. Проектирование биотехнических систем жизнеобеспечения космонавтов. М. Изд. МАИ (в печати).

2. Зарецкий Б.Ф., Томашпольский М.Ю., Гаврилов Л.И., Курмазенко Э.А., Кочетков А.А., (ОАО НИИХИММАШ, Москва). «Оптимальная структура АСУ системами космических объектов «ИНТЕЛЛЕКТ». Пилотируемые полеты в космос. Сборник тезисов VIII Международной научно-практической конференции. Звездный городок. 2009г. с. 221.

Методы оценки экологической безопасности военных объектов

Морозов Г.И., Холоимова А.С.,
МАИ, г. Москва

Неблагополучная экологическая обстановка, вызванная деятельностью Вооруженных Сил предопределяет необходимость комплексного, системного решения задач обеспечения экологической безопасности (ЭБ) военных объектов (ВО).

Повседневная деятельность войск включает учебно-боевую подготовку, военно-техническую и хозяйственно-бытовую деятельность. Она представляет собой постоянную потенциальную и реальную экологическую опасность загрязнения окружающей среды химическими, биологическими, радиоактивными веществами и различными физическими излучениями (видимого, инфракрасного, радиолокационного, акустического диапазона длин волн). При этом основная доля загрязнений приходится на хозяйственную деятельность объекта, которая может характеризоваться широким диапазоном и различными объемами загрязнителей, в зависимости от деятельности объекта.

Экологический мониторинг потенциально опасных ВО и окружающей среды (ОС) на их территории включает экологическую разведку местности с использованием подвижных лабораторий и носимых укладок

военного эколога, прогнозирование возможных экологических последствий аварий и катастроф природного и техногенного характера, что требует значительных финансовых затрат.

В связи с этим возникает необходимость совершенствования методов и средств оценки качества ОС и ее оздоровления.

В ряде случаев полезны новые методы оценки экологической опасности военных объектов, в частности метод, разработанный Морозовым Г.И. для количественного анализа гражданских объектов. Он позволяет получать количественную оценку экологической опасности военного объекта и может применяться поэтапно с уточнением величины относительной экологической опасности каждого объекта, которая может быть выражена в процентном отношении.

На первом этапе ЭБ ВО оценивается долей выбросов из ВО вредных веществ в ОС. При этом исследуемые объекты ранжируются по величине своего вклада в общее загрязнение ОС. Выделяются группа ВО с наибольшим вкладом и ВО, роль которых в загрязнении ОС невелика.

На втором этапе может быть учтена токсичность каждого загрязнения. Это может изменить порядок ранжирования ВО, но принципиального изменения в результат первого этапа, как правило, не вносит.

На последующих этапах можно оценить влияние выбросов из ВО на состояние отдельных видов растений и животных и рассчитать ущерб, приносимый отдельными объектами. Получаемые в результате материалы облегчают решение вопросов по улучшению экологической безопасности и по наиболее выгодному распределению имеющихся ресурсов между ВО и их отдельными функциональными компонентами.

Таким образом, в результате, возможно получение уточненной количественной оценки экологической опасности воздействия каждого военного объекта или его подразделения на окружающую среду в целом и на каждую ее сферу. Еще одним достоинством использования данной методики для военных объектов является то, что она позволяет наглядно выделять приоритетные загрязнения, характерные для анализируемых объектов и оперативно разрабатывать методы и средства для их снижения.

Расширение возможностей аппаратно-программного комплекса обслуживания экипажем систем жизнеобеспечения в процессе проведения 520-ти суточного эксперимента по программе «Марс-500»

Хабаровский Н.Н., Курмазенко Э.А., Кочетков А.А.,
Камалетдинова Г.Р.,
НИИхиммаш, г. Москва

Доклад посвящен проблеме расширения возможностей аппаратно-программного комплекса на основе введения системы контроля физиологических параметров членов экипажа при работе с комплексом.

Аппаратно-программный комплекс обслуживания экипажем систем жизнеобеспечения (АПКОЭС) предназначен для имитации и решения задач, возникающих при эксплуатации экипажем регенерационных систем жизнеобеспечения и терморегулирования в условиях длительного автономного полета по программе полета на Марс в соответствии с проектом «Марс-500».

Основным видом работ экипажа с АПКОЭС является техническое обслуживание систем. В эксперименте также отрабатываются различные группы нештатных ситуаций (НшС), которые могут возникнуть в системах жизнеобеспечения во время реального полета. Перечень нештатных ситуаций включает замену оборудования (по истечению ресурса, в связи с поломкой), работы с дополнительным оборудованием при изменении параметров среды обитания в связи с утечками, пожарами и т.п.

В ходе 105-суточного отработочного эксперимента по программе «МАРС-500», экипаж работал с виртуальными имитаторами систем АПКОЭС, а также проводил тренировки на тренажере системы «Электрон-ВМ». По результатам 105-ти суточного эксперимента проведен анализ полученных данных и сформированы рекомендации по дальнейшему развитию комплекса.

В частности, для повышения информативности результатов эксперимента, выявлена необходимость контроля физиологических параметров членов экипажа при работе с комплексом. Для осуществления этого было принято решение о расширении возможностей комплекса. Введена возможность мониторинга частоты сердечных сокращений и артериального давления членов экипажа во время работы с АПКОЭС.

Эффективность работы экипажа с комплексом оценивается по ряду параметров: сложность поставленной задачи, время реакции на НшС, внимательность экипажа во время устранения НшС, оценка времени ликвидации НшС, общий объем работ с АПКОЭС.

Системный подход к созданию комплекса регенерационных систем жизнеобеспечения для обитаемых космических станций

Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И.,
НИИхиммаш, г. Москва

В настоящее время при создании регенерационных систем жизнеобеспечения (РСЖО) для обитаемых космических станций (ОКС):

- технология, реализующая тот или иной физико-химический процесс в РСЖО, занимает центральное место, а все остальные аппараты подстраиваются под нее, что затрудняет оптимизацию системы в целом;
- применяется раздельный подход, когда каждая РСЖО создается независимо от других;
- предлагаются к разработке смешанные РСЖО, совмещающие в себе несколько функций, что требует нового подхода к их проектированию.

В докладе рассматривается системный подход к созданию РСЖО, как целого взаимосвязанного комплекса (КРСЖО). Создание, оптимизация и окончательный выбор КРСЖО проводится на нескольких уровнях. Каждый уровень влияет не только на последующий, но и на предыдущий уровень.

Уровень 1. Требования, характеристики и задачи для РСЖО и КРСЖО.

Уровень 2. Выбор, оценка и оптимизация технологии для реализации физико-химического процесса в системе с позиции отдельной РСЖО.

Уровень 3. Оценка технологического аппарата (ТА), реализующего выбранную технологию. Оптимизация технологии с позиции конструкции ТА.

Уровень 4. Разработка схемы РСЖО, состоящей из нескольких ТА. Оптимизация ТА уровня 3 и других ТА системы с позиции РСЖО в целом.

Уровень 5. Оценка КРСЖО, состоящего из нескольких систем. Оптимизация РСЖО уровней 1 и 4 и других систем с позиции всего КРСЖО.

Уровень 6. Оценка взаимодействия КРСЖО с другими системами ОКС (система энергопитания, система управления и т.д.) и с экипажем. Оптимизация КРСЖО уровней 1 и 5 с позиции данного взаимодействия.

Уровень 7. Оценка совместимости КРСЖО с условиями подготовки и проведения полета (сохранение работоспособности при длительном хранении, устойчивость к нештатным ситуациям, доставка, размещение и т.д.). Оптимизация КРСЖО уровней 1 и 5 с позиции данной совместимости.

Уровень 8. Сравнение нескольких КРСЖО (после их оптимизации на уровнях 1-7). Выбор наиболее оптимального КРСЖО для конструкторской разработки и применения на борту ОКС.

Предлагаемый системный подход к созданию КРСЖО может применяться как при проектировании, так и при отработке и эксплуатации КРСЖО, особенно для условий длительного и автономного космического полета.

Управление газовым составом в АСУ ТП «Интеллект»

Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И., Зарецкий Б.Ф.,
НИИхиммаш, г. Москва

АСУ ТП «ИНТЕЛЛЕКТ» перспективна для дальних космических полетов (например, на Марс) и для планетных баз на Луне и Марсе. Определены особенности внешних условий, определяющих требования к этой АСУ комплекса СОЖ. На основе этих требований сформулированы критерии эффективности, позволившие выбрать оптимальную структуру АСУ ТП «ИНТЕЛЛЕКТ», определить этапы и общий подход к её созданию. В данной работе предложена структура взаимодействия верхнего и нижнего уровней АСУ, уточнена структура подсистемы управления газовым составом атмосферы в жилом отсеке обитаемого космического объекта.

В систему обеспечения газового состава входят следующие подсистемы

- подсистема мониторинга парциальных давлений составляющих атмосферы;
- подсистема поддержания общего давления атмосферы;
- подсистема обеспечения кислородом;
- подсистема удаления и концентрирования диоксида углерода;
- подсистема удаления газообразных микропримесей;
- подсистема утилизации диоксида углерода.

Показано, что целью управления каждой из подсистем является поддержание заданного парциального давления соответствующей составляющей воздуха, определяемой подсистемой мониторинга, путём воздействия на производительность каждой из подсистем. Кроме того, на верхнем уровне АСУ ТП формируются команды на включение и выключение каждой из подсистем.

Приведена структурная схема взаимодействия бортовой управляющей вычислительной машины (БЦВМ) с блоками управления подсистем. Блоки управления подсистем обеспечивают их функционирование.

В дальнейшем будут проработаны следующие проблемы:

- требования к алгоритмам и конструкции блоков управления подсистем на основе многолетнего опыта эксплуатации на станциях «Мир» и МКС;

- информационная система контроля и прогнозирования технического состояния субсистем;
- алгоритмы управления парциальным давлением составляющих газового состава атмосферы обитаемого отсека;
- определение оптимальных параметров этих алгоритмов на базе имитационного моделирования объектов и систем управления.

Экспериментальная эксплуатация мембранного фильтра-разделителя (МФР) на международной космической станции

Бобе Л.С., Солянкина А.А., Астафьев В.Б., Стерин В.Ф.,

НИИхиммаш, г.Москва,

Андрейчук П.О., Запрягайло Е.Д.,

РКК «Энергия», г.Королев

В российском сегменте международной космической станции (МКС) работает система регенерации питьевой воды из конденсата атмосферной влаги СРВ-К2М. Конденсат периодически (каждые 5 минут) поступает в СРВ-К2М из системы кондиционирования воздуха станции в виде газожидкостной смеси.

Сепарация конденсата от транспортного воздуха производится в статическом разделителе на основе пористых никелевых элементов. В связи с возрастающей загрязненностью трубопроводов МКС увеличивается загрязненность конденсата, что существенно снижает ресурс штатных разделителей. В связи с этим с сентября 2009 года была введена двухступенчатая схема сепарации. Для использования в качестве первой ступени сепарации в ОАО «НИИхиммаш» был разработан мембранный фильтр-разделитель (МФР), который позволяет аккумулировать и равномерно сепарировать поступающую жидкость. Газожидкостная смесь поступает в канал с влагоудерживающим материалом, поглощается им и равномерно отсасывается через капиллярно-пористую мембрану в мембранную емкость штатной системы. Для повышения надежности сепарации воздух из МФР проходит далее через штатный разделитель. Благодаря развитой поверхности и композиционности сепарирующего пакета обеспечивается надежная работа МФР с увеличенным ресурсом по сепарации жидкости и одновременная очистка КАВ от нерастворенных примесей.

Лабораторные испытания устройства по сепарации конденсата атмосферной влаги из смеси с воздухом показали, что ресурс устройства составляет более 900 л по конденсату, что соответствует шести штатным разделителям, ресурс которых 150 л. При испытаниях устройство очищало имитатор конденсата атмосферной влаги примерно в 2 раза по показателю фильтруемости жидкости.

МФР доставляется на МКС заправленным дистиллированной водой с содержанием серебра 10 мг/л. Подобная подготовка предотвращает

развитие микрофлоры во время транспортировки и хранения на борту, а также препятствует диффузионному проникновению воздуха в жидкостную полость.

С 1 сентября 2009 года МФР работает на борту МКС в качестве предварительной ступени сепарации узла разделения газожидкостной смеси. На 1 июля 2010 года отсепарировано 1200 л конденсата, ресурс не исчерпан. При регулярном контроле космонавтами узла сепарации замечаний выявлено не было. На протяжении функционирования связки МФР-штатный разделитель отбирались, доставлялись на Землю и анализировались пробы конденсата атмосферной влаги до и после сепарации. В докладе представлены данные по устройству и схеме работы МФР, качеству конденсата и эффективности работы МФР в качестве предварительной ступени сепарации.

Извлечение воды из урины методом вакуумной дистилляции с рекуперацией тепловой энергии

Бобе Л.С., Раков В.В., Аракчеев Д.В., Канаев П.А.,

НИИхиммаш, г. Москва

Одним из решающих факторов, определяющих эффективность систем регенерации воды из урины, является расход энергии. В настоящее время разрабатывается система регенерации воды из урины (СРВ-У), основанная на многоступенчатой вакуумной дистилляции с использованием центробежного многоступенчатого вакуумного дистиллятора (ЦМВД) и рекуперации энергии с помощью термоэлектрического теплового насоса (ТТН).

В ЦМВД осуществляется многоступенчатая вакуумная дистилляция с рекуперацией тепловой энергии при использовании тепла конденсации вторичного пара предыдущей ступени для выпаривания воды из урины в последующей ступени. Исходная урина поступает в последнюю ступень. Рекуперация снижает затраты энергии на дистилляцию кратно числу ступеней дистилляции по сравнению с простой одноступенчатой дистилляцией.

Встроенные в ЦМВД черпаковые насосы обеспечивают прием и переток испаряемой урины из ступени в ступень (в направлении возрастания давления пара), циркуляцию урины через первую ступень дистиллятора и циркуляцию дистиллята через камеру конденсата дистиллятора.

Подвод тепловой энергии осуществляется к урине в первой ступени дистилляции. При этом осуществляется дополнительный перенос тепловой энергии от циркулирующего конденсата к урине, циркулирующей через первую ступень дистиллятора. Перенос тепла от конденсата к имеющей большую температуру урине осуществляется в ТТН. Урина циркулирует через «горячую» полость ТТН, где к урине

передается теплота от электрически запитанных спаев батареи и рекупируемая теплота от конденсата, циркулирующего через «холодную» полость ТТН. При подключении термобатареи ТТН к источнику тока, между её элементами возникает разность температур. За счёт эффекта Пельтье происходит перенос тепла в направлении обратном градиенту температур. Сброс излишков тепла из подсистемы дистилляции происходит при прохождении конденсата через теплообменник, охлаждаемый бортовым хладагентом. Рекуперация тепловой энергии конденсации снижает общие затраты энергии на дистилляцию еще в 2-2,5 раза.

В настоящем докладе обсуждается схема процесса дистилляции, результаты расчетов и экспериментальные данные по величинам энергопотребления и рекуперации тепловой энергии в дистилляторе и термоэлектрическом тепловом насосе.

Геометрические характеристики поверхности после струйно-абразивной обработки

Лесневский Л.Н., Хлевной А.С.

МАИ, г. Москва

Известно, что коррозионная стойкость деталей определяется в значительной степени величинами шероховатости, степени наклёпа и остаточных напряжений, которые могут формироваться в поверхностном слое детали различными методами поверхностного пластического деформирования (ППД), и в частности, струйно-абразивной обработкой (САО). Струйно-абразивная обработка представляет собой холодную обработку свободным абразивом, распыляемым потоком воздуха, а при гидроабразивной обработке – струёй воды или иной жидкости. Так, изменяя основные режимы САО: материал, форма и скорость частиц используемого абразива, интенсивность воздушного потока, угол атаки, диаметр сопла, расстояние от сопла до обрабатываемой поверхности детали, можно управлять параметрами шероховатости, наклёпа и остаточных напряжений.

В общем случае, неровности характерны для любой реальной поверхности детали и отклонения её от геометрической правильности принято классифицировать в зависимости от масштаба рассмотрения. Такие отклонения рассматриваются на макро-, микро- и нано- уровне. Макрогеометрические отклонения рассматриваются на больших участках поверхности детали и определяют точность ее изготовления. Микрогеометрия рассматривается на малых участках поверхности детали с длинной стороны квадрата от 1 до 10 мкм и определяется понятием шероховатости поверхности. Наноразмерные неровности рассматриваются на участках поверхности, размер стороны квадрата

которой находится на уровне сотен нанометров, и определяются молекулярной структурой поверхности.

Развитие и применение САО потребовало рассмотрения новых представлений о геометрических характеристиках поверхности деталей и применения методов фрактологии к исследованию этого процесса. Шероховатость поверхности в этом случае не является характеристикой, определяемой воздействием того или иного инструмента на обрабатываемую поверхность, а при использовании САО, а также таких новых видов обработки, как электрофизические и ионно-плазменные методы обработки поверхности представляет собой сочетание геометрических элементов, имеющих сложную фрактальную форму – грибообразную, гребешковую, пористую и т.п.

Такие новые представления о шероховатости, использование параметров фрактальной размерности D и фрактальной сигнатуры (набор фракталов, определяющих определенный тип фрактальной поверхности, линии и т.п.) позволяет рассчитывать на появление новых моделей формирования поверхности с требуемой коррозионной стойкостью. Детально обсуждаются возможности современного оборудования САО.

Статистические исследования частоты лесных пожаров в зонах, окружающих космодромы на основании данных космического мониторинга

Семена Д.Н., Андрейчук О.Б., Чудецкий Ю.В.,

МАИ, г. Москва

До настоящего времени нет общепринятой точки зрения на воздействие ракетно-космической техники на окружающую природную среду. Спектр мнений по этому вопросу находится в диапазоне от «природной катастрофы» до «отсутствия какого-либо воздействия». Достаточно вспомнить общепринятое мнение о связи изменения погоды и запусков ракет. Результаты существующих исследований экологического ущерба от запусков ракет так же достаточно противоречивы.

Представленная работа посвящена одной из возможных экологических опасностей функционирования космодрома, а именно его влияния на возникновение лесных пожаров. В данной работе сделана попытка статистического исследования плотности возникновения лесных пожаров вокруг космодромов и обнаружения ее временной и пространственной корреляции с запусками ракет.

Кроме того, данное исследование позволило обнаружить весьма интересные периодические зависимости и пространственные распределения частоты возникновения пожаров. Были сделаны выводы

о техногенных и природных факторах возникновения лесных пожаров и их влияния друг на друга.

Для представленного исследования были использованы данные дистанционного зондирования земли спутниками: TERRA, NOAA, AQVA. Эти данные были взяты из базы данных Института космических исследований (ИКИ), отдела “Зондирования земной поверхности спутниковыми средствами мониторинга” полученными в течение 2001 – 2008 годов.

Исследование тепловых процессов в системе «человек – окружающая среда».

Хромова И.В., Евтушенко Н.Н., Денисова А.Н.,
НГТУ, Новосибирск

Одной из актуальных проблем в области разработки систем жизнеобеспечения летательных аппаратов является обеспечение теплового комфорта для человека в рамках системы «человек – окружающая среда», в частности, это относится к задаче защиты человека от переохлаждения и перегрева. Данные условия возникают при аварийном отключении систем кондиционирования в гермокабинах летательных аппаратов, при тренировочных работах в гидробассейне, приземлении экипажа в экстремальных условиях или приводнении, а также при тяжелой физической нагрузке.

Цель и задачи исследования: разработка методики расчета тепловых процессов в системе «человек – окружающая среда» с учетом внутренних источников и конвективного переноса тепла в широком диапазоне параметров окружающей среды. Исследование работы системы терморегуляции человека в режиме переохлаждения и перегрева. Анализ эффективности средств защиты.

В работе представлена методика расчёта теплообмена в системе «человек – окружающая среда», учитывающая геометрические размеры элементов, наличие внутренних источников тепла и конвективный перенос тепла с током теплоносителя между расчетными элементами в широком диапазоне теплофизических параметров окружающей среды.

Проведено исследование основных закономерностей теплообмена в условиях гипертермии в диапазоне температур от 30 до 100 °С. Исследовано влияние уровня физической нагрузки и морфологических особенностей организма, таких как пол, возраст, тип конституции и тип двигательной активности.

Отдельное исследование посвящено анализу эффективности средств защиты от низких и высоких температур. Собран материал и выполнен анализ теплофизических свойств материалов, используемых при создании защитной одежды. Представлены результаты расчетов и проведен сравнительный анализ для воздушной и водной среды.

Результаты расчетов качественно и количественно согласуются с известными экспериментальными данными и позволяют получить дополнительную информацию о локальных теплофизических параметрах для оптимизации элементов индивидуальных систем жизнеобеспечения.

Оптимизация параметров при теплофизических измерениях

Василевский Д.В., Преображенский Б.А., Спирин Г.Г.,
МАИ, г. Москва

Рассматривается метод измерений теплофизических характеристик в стадии иррегулярного теплового режима. Модельные задачи, лежащие в основе измерений, рассматривают нагрев линейного или плоского источника тепла, расположенного на границе раздела двух полуграниченных сред. В экспериментах регистрируется температура источника.

В случае цилиндрической симметрии температурного поля, результатом измерения является теплопроводность, в случае плоской – тепловая активность. Реальные условия эксперимента отличаются от идеальных моделей, являющихся основой расчета. Реальные модели должны учитывать следующие факторы: ограниченность размеров источника и исследуемых образцов, собственную теплоемкость источника, контактное сопротивление на границе источника и образца, нелинейность уравнения теплопроводности. Эти факторы, в конечном счете, определяют выбор длительности измерения. Оптимизация параметров предполагает выбор такого начального момента и длительности измерения, при которых погрешность за счет несоответствия идеальной и реальной моделей была бы минимальна.

Бесконтактный метод исследования биологических тканей

Василевский Д.В., Симанков Д.С., Спирин Г.Г.,
МАИ, г. Москва

Система терморегуляции лётчика или космонавта базируется на тепловых процессах. Корректный расчёт теплообмена предполагает знание теплофизических характеристик покровных тканей (кожи) медико-биологического объекта. Известные методы их исследования с нарушением целостности ткани, что, в общем случае может привести к искажению данных.

Предложенный метод базируется на зондировании объекта с поверхности нестационарными температурными полями на разных глубинах. Регистрируется температура на поверхности раздела датчик-исследуемый объект. Измерение осуществляется в стадии иррегулярного теплового режима.

Получены экспериментальные данные по теплопроводности и тепловой активности различных участков кожи медико-биологического объекта. По экспериментальным данным может быть рассчитана температуропроводность и объёмная теплоёмкость. Получена температурная зависимость теплопроводности и тепловой активности участков кожи в диапазоне 15-40 °С. Погрешность измерений не превышает 5%.

Исследование конденсатов воды, образующихся при горении углеводородных топлив

Кокарева В.В., Будабекова Я.М.,
СГАУ, г. Самара

Известно, что масса воды – продукта полного сгорания, составляет от 1,26кг (для бензина) до 2,25 кг (для природного газа) в расчете на 1кг сгоревшего топлива. Ныне действующими нормативами вода не рассматривается как загрязняющее вещество. Однако, контакт паров воды с химическими соединениями загрязнителей приводит к образованию устойчивых наноструктурных фаз уже в парообразном и далее в сконденсированном жидком состоянии, смешиваясь с атмосферной влагой и выпадающими осадками, наноструктурная фаза загрязненной воды распространяется в окружающей атмосфере.

В данной работе представлен анализ экспериментов с двумя водными конденсатами, являющимися продуктами горения топлив. На начальном этапе данной работы были исследованы образцы воды, полученной путем конденсации выхлопных газов двигателя внутреннего сгорания (ВАЗ-2108) и газотурбинного двигателя (НК-36).

Предварительный анализ химического состава образца конденсата автомобильного двигателя показал, что водная составляющая конденсата представляет собой концентрированный водный раствор множества химических соединений, среди которых нитраты – до 2,14 мг/л, органические соединения – до 1,016 мг/л и другие. определялись физико-химические свойства водной системы, содержащейся в конденсате. В работе представлены результаты хроматографического исследования водяного конденсата, полученного при работе ГТД, из которого следует, что в нем содержатся нитраты и нитриты (около 181 мг/л), сульфаты (около 16 мг/л) и хлориды (около 1,6мг/л). Дополнительно к данному методу использовался метод анализа на жидкостном масс-спектрометре. В предоставленных образцах были обнаружены следующие группы соединений:

- алкановые соединения с разветвленной цепью в различных стадиях распада на продукты окисления;

- предположительно азотсодержащие гетероциклические соединения в различных стадиях окисления и соединения, которые по косвенным признакам относятся к гидразиновым производным;

- соединения, в том числе в различных стадиях полимеризации (образование ди-, и предположительно, три- меров);

- соединения с четко выраженным изотопным распределением, предположительно галоген (хлор).

4. Энергетические установки и двигатели

Расчет нестационарного теплового состояния деталей и узлов роторов газовых турбин

Михайленко С.А.

Мотор Сич, Украина, г. Запорожье

Условия работы ротора газовых турбин главным образом характеризуется уровнем и распределением температур на деталях, так как именно этими факторами определяются основные характеристики прочности металла и величина возникающих в том или ином узле или детали температурных напряжений при стационарных и переходных режимах. Тепловым режимом обуславливается также величина взаимных тепловых перемещений деталей и узлов в агрегате.

Применение в газовых турбинах искусственного воздушного охлаждения одновременно со снижением температуры отдельных элементов ведет к повышению градиентов температур и температурных напряжений, в особенности для переходных режимов, что говорит о необходимости в определении достоверного теплового состояния как в стационарных, так и нестационарных условиях.

Для решения данной задачи может использоваться теплогидравлическая математическая модель. Сопряженный анализ гидравлической сети и теплового состояния двумерных тел в нестационарной постановке выполняется с использованием программного комплекса ТНА. Расчет гидравлической сети в рамках нестационарной сопряженной задачи решается в квазистационарной постановке, т.е. в предположении мгновенного установления процесса для текущих значений граничных условий. Задача теплопроводности решается методом конечных элементов (FEM).

Применяемый метод расчета теплового состояния деталей турбины позволяет получать достоверную картину распределения температурных полей в различные моменты времени и оценивать возникающие при этом градиенты температур на переходных режимах. Совместно с решением задачи прочности, это позволяет оценить вызываемые этими градиентами температурные напряжения и оптимизировать конструкцию вновь проектируемых деталей роторов ГТД.

Расчёт сложного теплообмена выходного устройства воздушно-реактивного двигателя

Евдокимов И.Е.,

НТЦ им. А. Люльки, г. Москва

Точный расчёт теплового состояния элементов конструкции двигателя летательного аппарата является необходимым условием для принятия решений по оптимизации конструкции. Он также необходим для получения верных результатов по различным сопряжённым междисциплинарным расчётам и моделям. В настоящее время многие компании используют коммерческое ПО, например, ANSYS. В докладе рассматривается решение задачи расчёта сложного теплообмена в программном комплексе ANSYS CFX. На основании полученных результатов и в сравнении с данными экспериментов, даются определённые рекомендации по использованию ANSYS CFX при решении задач сложного теплообмена и, рассматриваемого в частности – лучистого теплообмена.

В настоящем докладе большое внимание уделяется оптимизации параметров моделирования и исследованию влияния различных начальных условий на расчёт теплообмена в коническом сопловом насадке. Выбор расчётного случая обусловлен, прежде всего, наличием большого количества экспериментальных данных, относящихся к различным режимам работы двигательной установки. Расчёт интересен не только возможностью увеличения точности прогнозирования температурного состояния конструкции, но и применения полученных результатов к случаям расчёта горения в камерах сгорания и расчёта ИК-эмиссии двигательной установки.

В связи с отсутствием подобных публикаций в отечественной литературе, доклад будет полезен широкому кругу специалистов, занимающихся расчётом теплообмена и горения в авиационных и ракетных двигателях, как в коммерческом ПО, так и в специализированном ПО.

Определение крутящего момента двигателя фазометрическим способом

Момот С.С., Северин А.В., Ступаков А.А.,

Мотор Сич, Украина, г. Запорожье

В последнее время, в связи с предъявлением более высоких требований к продукции авиастроительных предприятий, появилась необходимость в оборудовании, имеющем большую точность измерения параметров двигателя.

Для измерения винтовой мощности двигателя, при его работе на земле и в полете, в настоящий момент применяются гидравлические

ИКМ. Гидравлические ИКМ имеют значительные габариты и большое количество элементов, входящих в систему ИКМ. Наличие зазоров и стыков в узлах ИКМ приводит к утечкам рабочей жидкости в системе, для восстановления количества которой в системе требуется установка более мощного насоса ИКМ.

Фазометрический ИКМ позволяет производить более точное измерение винтовой мощности двигателя. Принцип работы основан на изменении угла закрутки нагруженной рессоры (измерительного вала ИКМ) относительно ненагруженного вала (справочного вала) при изменении передаваемого крутящего момента. Для этого на валу-индукторе в радиальном направлении расположены один или несколько выступающих элементов, и соответствующее количество элементов выполнено на рессоре, а над индуктором на корпусе закрепляют индукционные датчики.

Конструкция вала-индуктора ИКМ выполнена следующим образом: рессора при передаче крутящего момента от шестерни на выводной фланец скручивается на определенный угол, что приводит к изменению углового положения индуктора 2, которая жестко закреплена на рессоре. На рессоре консольно фиксируется вал, на котором выполнен индуктор 1. Так как вал не передает крутящий момент и соответственно не имеет углового смещения, он в качестве справочного служит для определения относительного угла закрутки рессоры. Разность углового положения индукторов 1 и 2 фиксируем датчиком ИКМ, функции которого выполняет датчик ДТА-15. Крутящий момент определяется по изменению угла закрутки нагруженной рессоры относительно ненагруженного вала посредством оценки временного интервала между сигналами с индукторов 1 и 2, считываемыми датчиком ИКМ, функции которого выполняет датчик ДТА-15.

Основными параметрами, влияющими на результаты измерения мощности винта, являются: температура, неточность изготовления и сборки.

Влияние температуры можно значительно уменьшить, поместив ИКМ в области невысоких (до 200°C) стабильных температур, какой является редуктор или коробка приводов.

Большинство неточностей изготовления можно устранить путем тарировки уже готового изделия (двигателя).

Зависимость угла закрутки от величины крутящего момента линейна, что объясняется упругим деформированием вала и является положительным фактором, так как в случае необходимости индивидуальной тарировки позволяет использовать один настроечный коэффициент для каждого двигателя.

Экспериментальный комплекс для исследования вторичных течений в рабочих колесах осевых компрессоров

Черкасов А.Н., Клепиков Д.С., Михеев О.В., Алексеев А.А.,
Нескоромный Е.В.
ВАИУ, г. Воронеж

В Военном авиационном инженерном университете на кафедре авиационных двигателей создается экспериментальный комплекс для исследования вторичных течений в лопаточных венцах и характеристик осевых компрессоров.

Создана экспериментальная установка для визуализации течения в рабочем колесе. Установка позволяет выявлять особенности течения рабочего тела в лопаточном венце и природу формирования вторичных течений. На установке проведены качественные исследования влияния частоты вращения рабочего колеса на формирование вторичных течений, также подробно визуализированы характерные области в пограничных слоях на втулке, спинке и корыте лопатки, в радиальном зазоре. Получено качественное понимание модели формирования вторичных течений.

Количественная оценка параметров вторичных течений проводится на аэродинамической экспериментальной установке. Установка предназначена для исследования параметров рабочего тела и характеристик ступени осевого компрессора.

Создана автоматизированная измерительная система на основе высокоточных датчиков давления и температуры, термоанометра, аналого-цифровых преобразователей, что позволяет проводить измерения с высокой точностью. Для обработки результатов исследований применяется программный комплекс ACTest-pro.

С применением экспериментального комплекса получен ряд качественно новых результатов, облегчающих понимание модели формирования вторичных течений в рабочих колесах. Проведены количественные исследования влияния частоты вращения рабочего колеса на формирование вторичных течений, также подробно исследованы характерные области в пограничных слоях на втулке, спинке и корыте лопатки, в радиальном зазоре.

Результаты исследований используются в верификации математической модели течения в рабочем колесе и разработке способов управления вторичными течениями.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 08-08-00767).

Анализ турбулентных моделей на примере отрывного течения в диффузоре

Юн А.А., Крылов Б.А.,
МАИ, г. Москва

В работе проведен анализ двухпараметрических турбулентных моделей, базирующихся на решении осредненных уравнений Рейнольдса, (различные модификации $k-\varepsilon$, $k-\omega$, SST , нелинейные модели, $EARS$ M, а также их $Low-Re$ варианты) на примере двухмерного диффузора. Для расчетов использовался программный комплекс Fastest-3D, представленный TU Darmstadt (Germany). Полученные результаты сравнивались с экспериментальными данными.

Проведенный анализ показал плохое совпадение численных данных, полученных с помощью стандартной $k-\varepsilon$ модели, с экспериментом: отсутствует зона отрыва. Не показывают отрывной зоны и другие модификации $k-\varepsilon$ модели (KL, RNG, Realizable). Более точно характер течения предсказывают $k-\omega$ и SST модели: отрывная зона присутствует, но ее протяженность меньше, чем наблюдалось в эксперименте. Аналогичные результаты для отрывной зоны показывают нелинейные модели и $EARS$ M, однако эти модели предсказывают более точно профили скоростей, а также рейнольдсовы напряжения. $Low-Re$ варианты $k-\varepsilon$, нелинейных моделей и $EARS$ M показывают аналогичные результаты, что и стандартные модели при плохой сходимости и повышенных требованиях к ресурсам компьютера.

Проведенный анализ выявил недостатки и преимущества вышеприведенных моделей для отрывного течения в диффузоре. Для увеличения точности вычислений предполагается введение дополнительных корректирующих соотношений. Полученные результаты показывают, что в промышленных приложениях целесообразно применять нелинейные модели и $EARS$ M или модели, использующие уравнение для удельной скорости диссипации ω для течений с отрывом в диффузорах.

Расчетные методы оценки снижения КПД с ростом относительного радиального зазора и их сравнение с экспериментом

Углов В.А., Богомолов Е.Н.,
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В последнее время ведется интенсивный поиск резервов дальнейшего повышения эффективности рабочих процессов в газотурбинных двигателях (ГТД) с целью улучшения их экономичности. Одним из таких резервов является сокращение потерь, связанных с утечками рабочего тела по зазорам между вращающимися и неподвижными деталями двигателя.

Многочисленные экспериментальные исследования показывают, что размеры зазоров между статором и ротором существенно влияют на КПД турбины ГТД.

Существует целый ряд различных методик для расчета величины падения КПД с ростом относительного радиального зазора, в общем виде выражающиеся в виде произведения коэффициента влияния относительного радиального зазора на изменение КПД на относительный радиальный зазор.

Анализируемые методики можно разделить на 3 группы:

- 1 Эмпирическая методика расчета, в котором коэффициент влияния относительного радиального зазора на изменение КПД определяется экспериментально путем сравнения снижения КПД по параметрам заторможенного потока от величины относительного радиального зазора.
- 2 Методика расчета, полученная теоретически на основе формулы для КПД заторможенного потока и формулы для коэффициента сопротивления решетки. В этом случае коэффициент влияния включает в себя некую эмпирическую величину и различные параметры, которые отражают характеристики турбины или компрессора.
- 3 Теоретическая методика, в которой снижение КПД по параметрам заторможенного потока считается пропорциональный относительной площади радиального зазора.

В целом при анализе методик различных авторов, таких, как Стодола, Мелдал, Эйтли, Кофски, Цанка, Речкоблит, Картер, Вавра, Лакшминараяна, Содерберг, Эменн, Рогоу, Копелев С.З., Тихонов Н.Д., Богомолов Е.Н. наиболее близкой к эксперименту оказалась теоретическая методика, в которой снижение КПД по параметрам заторможенного потока считается пропорциональный относительной площади радиального зазора.

Алгоритмизация процесса принятия инженерных решений в серийном производстве авиационного ГТД

Лазарев А.А., Лазарев М.А.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

При сборке изделий авиационной техники используются детали, характеристики которых находятся в строгом соответствии с техническими условиями на их размеры, параметры монтажа, постоянно фиксируются фамилии исполнителей основных технологических операций. Тем не менее, несмотря на строгий штатный контроль при предъявительских испытаниях от изделия к изделию иногда наблюдается существенное и необъяснимое рассеяние эксплуатационных характеристик двигателей. По существу в пределах

допусков поведение объекта оказывается не наблюдаемым и не управляемым. Причем попытки просто ужесточить допуски лишь увеличивают себестоимость изделий. Снижение тяги, КПД и др. легко может быть пересчитано в осязаемые экономические понятия, например, объем перевозок и т. д. Таким образом, для снижения неопределенности при принятии инженерных решений по обеспечению параметров изготавливаемых изделий необходимо построение некоторой информационной технологии наблюдаемого прогноза эксплуатационных характеристик, опирающейся на оценку реального положения вещей - параметров штатного контроля ГТД.

Увязка этих параметров, построение необходимых функциональных соотношений между ними позволяет существенно снизить риск неверных решений, обеспечить достаточную воспроизводимость параметров двигателя в его серийном производстве, а принятие решений сделать алгоритмированным.

Указанные обстоятельства требуют привлечения специальных математических средств, обеспечивающих наблюдаемость и управляемость объекта исследования, поиск критических узлов, локализацию причин ухудшения характеристик. Такие средства известны и широко используются в практике проектирования и доводки узлов ГТД. Среди них наиболее эффективными являются метод главных компонент, применяющийся для сжатия (восстановление) многомерной информации и представления ее на плоскости экрана монитора, и метод случайного поиска с адаптацией, позволяющий находить структурные уравнения связи в условиях информационной недостаточности, при существенно нелинейном характере функциональных связей, в обстановке связей и т. д.

Задача поиска наилучшей комплектровки изделия может быть решена, если удастся «увязать» эксплуатационные характеристики двигателя с допустимыми отклонениями его элементов. Это различного рода радиальные зазоры, площади сопловых аппаратов, сопла и т. д. Часть этих параметров уже известна при изготовлении деталей, часть измеряется непосредственно при сборке двигателя.

Учет влияния «человеческого фактора» сводится к выявлению коллективов исполнителей, обеспечивающих высокие эксплуатационные характеристики изделия, и к сохранению состава этих коллективов в текущей работе.

Найденные структурно-параметрические функциональные соотношения между экономичностью двигателя и параметрами газоздушного тракта позволяют осуществлять превентивный контроль качества производств и сборки, находить «критические» узлы, принимать обоснованные инженерные решения при комплектровке изделия.

Расчетно – экспериментальное подтверждение эффективности способа повышения циклической долговечности деталей ГТД

Кузменко М.Л., Матвеев Г.П., Портер А.М., Лешин Д.П.,
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Накопление малоциклового усталости, определяющее циклическую долговечность валов и дисков ГТД, происходит в первую очередь в имеющихся локальных зонах концентрации напряжений. При этом в других зонах накопление усталости незначительно. Удаление поверхностного слоя материала, накопившего малоцикловую усталость в зонах концентрации напряжений, как правило, не снижает характеристики несущей способности детали. Если операцию удаления поверхностного слоя материала в зонах концентрации напряжений выполнить после определенной наработки детали, то ее циклическая долговечность практически восстанавливается.

Расчеты напряженно-деформированного состояния деталей методом конечных элементов позволяют определить глубину слоя материала в местах концентрации напряжений, в которых имеют место пластические деформации, приводящие к накоплению малоциклового усталости. Этот слой и необходимо удалять для восстановления циклической долговечности детали после определенной наработки. Кроме того, расчетным путем показано, что существенное повышение долговечности деталей может быть достигнуто путем наведения в зонах концентрации напряжений, поверхностных сжимающих напряжений.

Результаты расчетов подтверждены натурными испытаниями деталей на специальных установках по программам, воспроизводящим условия нагружения деталей эквивалентные эксплуатационным.

Экспресс-метод расчета радиальных зазоров ТНД: программная реализация и опытная эксплуатация

Симонов И.А., Мухина С.Д., Томилина Т.В., Смирнов А.Ю.,
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

На этапе проектирования и доводки турбины для обеспечения ее КПД требуется провести серию итерационных теплогидравлических расчетов и оценки напряженно-деформированного состояния деталей для определения величин радиальных зазоров на всех режимах работы двигателя.

При разработке турбины низкого давления (ТНД) двигателя для гражданской авиации на ОАО «НПО «Сатурн» был применен экспресс-метод расчета радиальных зазоров ТНД, способствующий сокращению времени счета и сроков проектирования (доводки) двигателя. Этот метод позволяет определять величину радиальных зазоров без использования расчета напряженно-деформированного состояния и

перемещений в специализированных программных комплексах (таких как ANSYS). Оценка производится на базе уравнений, получаемых путем анализа результатов газодинамических и сопряженных теплогидравлических расчетов ТНД.

Метод расчета реализован в форме программного комплекса, разработанного с использованием средств UserFunction CAD/CAM системы Unigraphics. Один из модулей комплекса подключен к программе однокритериальной оптимизации IOSO GT разработки компании «Сигма-Технология». Целью оптимизации служит получение величины зазора, имеющей наименьшее отклонение от расчетных значений в характерных точках. Получаемое значение радиального зазора представляет собой совокупность следующих величин:

- монтажный зазор;
- изменение радиального зазора за счет теплового расширения;
- изменение радиального зазора за счет механических перемещений.

В рамках опытной эксплуатации программного комплекса проведен анализ влияния температуры различных участков деталей ТНД на величину теплового перемещения поверхностей радиальных зазоров. В итоге выявлены характерные области деталей, оказывающие определяющее влияние на величину теплового перемещения поверхности радиального зазора.

Опытная эксплуатация показала, что отклонение расчетного теплового перемещения поверхностей радиальных зазоров от соответствующего расчета в ANSYS составило менее 0,1 мм.

В перспективе разработанный программный комплекс позволит не только определять радиальные зазоры ТНД, но и проводить систематический анализ и оптимизацию расхода охлаждающего воздуха через систему регулирования радиального зазора.

Авторы выражают благодарность Углову В.А., Ивановой М.В. за помощь в тестировании методики.

Описание цикла детонационного сгорания топлива и параметров детонационных волн сгорания

Тарасов А.И., Щипаков В.А.,
НТЦ им. А.Люльки, МАИ, г. Москва.

Сейчас воздушно – реактивные двигатели, работающие по циклу $p=\text{const}$, отличаются той особенностью, что они имеют сравнительно узкий диапазон применения по режимам полета (по M и N_p), в пределах которых обеспечивается приемлемая тягово – экономическая эффективность каждого из них.

Одним из возможных путей повышения экономичности авиационных двигателей является переход от цикла с подводом теплоты при постоянном давлении ($p = \text{const}$) к циклу с подводом теплоты при

постоянном объеме ($V = \text{const}$). Теоретически доказано, что при таком переходе можно обеспечить увеличение термического КПД цикла в 1,3... 1,5 раза. Но попытки практической реализации пульсирующих двигателей, работающих по циклу $V=\text{const}$, предпринимавшиеся неоднократно на протяжении ряда десятилетий, неизменно заканчивались неудачами. Это объясняется сложностью устройства, инерционностью, низкой пропускной способностью и ненадежностью работы клапанных механизмов таких двигателей, а также относительно малыми скоростями горения топлива при традиционных дозвуковых скоростях его сгорания.

Влияние условий полета на устойчивость и стабильность рабочего процесса ПуДД еще в полной мере не исследовано. Однако во время испытаний в барокамере было установлено, что при условии $P_m=\text{const}$ (давление на входе в тяговые модули ТМ) снижение давления p_n в барокамере (имитация условий полета) не вызвало заметного изменения параметров и характеристик ТМ, в то время как при изменении давления P_m устойчивость нарушалась. Следовательно рассматриваемые ТМ при условии $P_m=\text{const}$ могут сохранять свою работоспособность в различных условия полета.

Для обеспечения работы ТМ при условии $P_m=\text{const}$ необходимо в очень широких пределах изменить степень повышения давления отбираемого от газогенератора воздуха, которая при заданном давлении P_m зависит от скорости и высоты полета.

Исходя из указанных условий были выявлены четыре целесообразных области применения ПуДД:

1. Для беспилотных ЛА и крылатых ракет.
2. Для гиперзвуковых ЛА.
3. В качестве детонационных ФК.
4. Для малоскоростных подъемных ЛА.

Построение численного эксперимента в задаче исследования влияния углублений на параметры потока в плоской компрессорной решетке

Щербаков М.А., Марчуков Е.Ю., Картовицкий Л.Л.,
МАИ, НТЦ им. А.Люльки, г. Москва

Обеспечение конкурентоспособности двигателя, в частности, связано с совершенствованием аэродинамических качеств компрессора. В качестве одного из подходов к совершенствованию аэродинамики компрессора следует рассматривать систему воздействия на состояние пограничного слоя в лопаточных венцах.

Данная работа посвящена созданию плана трехмерного численного эксперимента с целью получения зависимостей газодинамических

параметров плоской компрессорной решетки от геометрических параметров сферических углублений на поверхностях лопаток.

К настоящему времени разработано обширное количество вариантов моделей турбулентности и в значительной степени развиты численные методы моделирования. Для осредненного движения это позволяет с достаточной степенью адекватности воспроизводить особенности состояния турбулентного потока. В этой связи следует признать целесообразным проведение численных экспериментов для исследования интегральных характеристик плоской компрессорной решетки с использованием специализированных газодинамических пакетов.

В качестве базового профиля использовался двухдуговой профиль с хордой 40 мм, шаг установки профиля в решетке равен 1. Рассматривался предсрывной режим работы данного профиля: число Маха на входе равен 0,8, угол атаки -4° . Углубления на спинке лопатки образованы сферой. В исследовании варьировались: диаметр сферы, глубина пересечения сферы и лопатки, расстояние между соседними углублениями, расстояние от передней кромки до первого ряда углублений.

В ходе численного эксперимента проводилась оценка адекватности трехмерной численной модели и оценка адекватности математической модели зависимостей газодинамических параметров решетки от геометрических параметров углублений.

Все модели, представленные в данной работе, были построены в CAD программе Unigraphics NX, с последующим экспортом в программу – сеткопостроитель ANSYS ICEM CFD v.12.1. Моделирование течения проводилось в программе ANSYS.CFX.v.12.1

Экспериментальное исследование и математическое моделирование процесса эволюции агломерирующих частиц

Бабук В.А., Низяев А.А.,

БГТУ «Военмех», г. Санкт-Петербург

Процесс агломерации существенно влияет на свойства образующихся конденсированных продуктов при горении металлизированных твердых ракетных топлив. Для адекватного описания агломерационного процесса и его влияния на качество системы топливо-двигатель необходимо знание не только количества и дисперсности агломератов, но также их химического состава, структуры, температуры. Вследствие этого возникает необходимость описания совокупности всех физико-химических превращений, имеющих место при формировании агломератов.

Для получения сведений о характере протекания эволюции агломерирующих частиц на поверхности горящего твердого топлива

использовались экспериментальные данные, полученные с помощью исследований:

- химического и структурного анализа конденсированных частиц, отобранных при сгорании образцов топлива различного состава.
- визуализации поверхности горящего топлива посредством проведения скоростной видеосъемки.

Анализ экспериментальных данных позволил разработать физическую картину процесса эволюции агломерирующих частиц. При математическом моделировании использовался подход, основанный на декомпозиции сложного процесса эволюции на простые явления и создании их математических моделей (частных моделей). При этом входные данные одной частной модели являются выходными данными другой. Общая модель эволюции агломерирующих частиц является результатом синтеза частных моделей. Согласно принятым принципам разработаны и подвергнуты анализу частные модели:

- структуры агломерирующей частицы;
- газофазного горения алюминия;
- химического взаимодействия металла и оксида;
- подпитки частицы конденсированными веществами;
- взаимодействия с частицами высокодисперсного оксида.

В результате синтеза частных моделей разработана модель эволюции индивидуальной агломерирующей частицы. Анализ модели позволил сделать вывод об адекватности моделирования, а также определить степень значимости отдельных физико-химических явлений для процесса эволюции агломерирующих частиц. Результаты моделирования позволили объяснить ряд явлений, фиксируемых экспериментально.

Разработанная модель обеспечивает возможность прогнозирования свойств агломератов при горении различных типов алюминизированных твердых ракетных топлив.

Аэродинамический метод определения тяги газотурбинного двигателя, как средство повышения топливной эффективности

Подколзин В.Г.,

НМИЦ НОРМА, г. Москва

Эффективность функционирования воздушного судна (безопасность, экономичность, экологичность) определяется его текущим аэродинамическим состоянием и располагаемой тяговооруженностью, изменение которых в процессе эксплуатации не учитывается при выполнении полетных заданий, что приводит к снижению безопасности полетов и большим экономическим потерям. Даже применение бортовых цифровых вычислительных машин (ЦВМ) для определения

оптимальных режимов крейсерского полета может принести реальный эффект (экономия топлива в пределах 2–5 %) только в случае введения в алгоритм определения потребного запаса топлива данных аэродинамического эксплуатационного состояния и располагаемых тяг двигателей ВС, а не расчетных летно-технических характеристик по данным РЛЭ. Изменение ЛТХ в процессе эксплуатации приводит к необходимости контролировать реальное аэродинамическое состояние и располагаемую тяговооруженность эксплуатируемых ВС для принятия решения об уточнении эксплуатационных режимов полета и изменении ограничений, гарантирующих безопасность полета.

На протяжении длительного времени ФГУП "ЛИИ им. М.М. Громова" и ЗАО "Научно-методический центр НОРМА" работают над проблемой повышения достоверности контроля тяги газотурбинных двигателей в эксплуатационных условиях с применением аэродинамического метода измерения ее динамической составляющей. В рамках выполнения этих работ были созданы, исследованы и испытаны на двигателях Д-30, Д-30КП, ПС-90, ПС-90А2 экспериментальные образцы системы измерения тяги (СИТ).

Описанная в докладе Система позволит оценивать текущее состояние аэродинамики планера самолета и техническое состояние его двигателя в эксплуатационных условиях, а также позволит для различных значений полетного веса построить индивидуальные графики постоянных значений параметра дальности в координатах скорость-высота с целью определения оптимальных условий для выполнения крейсерского полета с наилучшей топливной эффективностью.

Покрывтия типа «твёрдая смазка» в производстве двигателей и энергоустановок

Лесневский Л.Н., Трошин А.Е., Тюрин В.Н., Ушаков А.М.,
МАИ, г. Москва

Для перспективных узлов трения разнообразных изделий авиационной и космической техники, в частности двигателей летательных аппаратов (ДЛА) характерно непрерывное ужесточение условий их эксплуатации при повышенных требованиях к ним по надежности и ресурсу. Одним из наиболее эффективных путей достижения требуемых триботехнических характеристик рабочих поверхностей узлов трения в этих случаях является использование неорганических твердосмазочных покрытий (ТСП), подбор компонентов и определение их составов, разработка и совершенствование, рассматриваемых в работе плазменных и вакуумно-плазменных технологий их формирования.

Неослабевающий интерес к плазменным и вакуумно-плазменным методам формирования ТСП объясняется их широким технологическим

возможностям, позволяющим формировать в едином технологическом цикле практически любые композиции и конструкции ТСП с максимальными когезией и адгезией. В работе дана классификация этих методов формирования покрытий, в том числе и ТСП, построенная с учётом технологических сред, в которых формируются покрытия. Дано обоснование и выбраны для исследования и практического применения следующие методы: плазменного напыления в атмосфере (метод APS), магнетронного осаждения в вакууме (метод MSpD), микродугового оксидирования (метод МДО) и анодирования в электролите. Разработано новое и модернизировано известное оборудование для реализации разработанных с использованием этих методов опытно-экспериментальных и производственных технологий, а также оборудования и оснастки для определения свойств покрытий.

В работе представлены результаты проведённых исследований и выполненных разработок, которые нашли практическую реализацию в производстве двигателей и энергоустановок летательных аппаратов и технологической оснастки, используемой при их изготовлении, при решении следующих задач: с использованием метода APS – значительного снижения и исключения проблемы фреттинг-износа замков вентиляторных лопаток гражданских газотурбинных двигателей (ГТД), проверки возможностей твёрдосмазочных покрытий для защиты от износа замков и бандажных полок лопаток вентилятора ТРДД; с использованием метода MSpD – применения

покрытий типа «твёрдая смазка», сформированных на базе TiN, в качестве кандидатных высокотемпературных (до 1000⁰C) смазок и на базе TiN+Pb в качестве защитных от фреттинг-износа авиационных узлов трения; с использованием метода МДО – формирования износостойких покрытий на элементах агрегатов ГТД и технологической оснастки.

Устранение эффекта интегрирования тока в двухтактных транзисторных преобразователях постоянного напряжения с шим-регулированием

Машуков Е.В., Шевцов Д.А., Манбеков Д.Р.,
МАИ, г. Москва

Одной из проблем проектирования источников вторичного электропитания (ИВЭП) является обеспечение их безопасной работы, как в установившихся и переходных, так и в аварийных режимах. При этом может наблюдаться эффект интегрирования тока, который особенно опасен при повышенных напряжениях питания и повышенных частотах преобразования [1].

Опасность состоит в том, что при неизбежных задержках отключения силовых транзисторах по сигналу токовой защиты, ток в обмотках

силовых трансформаторов или дросселей может нарастать за время импульса больше, чем падать за время паузы. Ток, не рассеявшийся за время паузы, интегрируется и спустя некоторое время силовые транзисторы могут выйти из строя. Отметим, что такая же ситуация может иметь место при короткого замыкания в нагрузке из-за наличия неизбежных задержек на отключение силовых транзисторных ключей.

Для исключения эффекта интегрирования тока авторами предложен новый метод, основанный на снижении частоты задающего генератора пилообразного напряжения (ГПН) ШИМ. Для этого задающий ГПН ШИМ-контроллера должен управляться выходным напряжением преобразователя. Снижение частоты позволяет увеличить длительность периода, а следовательно и паузы, обеспечив тем самым равенство изменения тока за период. Таким образом, при включении устройства или КЗ нагрузки, т.е. при низком выходном напряжении, длительность периода будет максимальной.

Для проверки работоспособности предложенного метода было проведено компьютерное и натурное моделирование, по результатам которых можно сказать, что предложенный метод устранения эффекта интегрирования тока в аварийных и переходных режимах является достаточно эффективным. Также отметим, что применение нового метода возможно при любой структуре ГПН.

Необходимым условием для применения этого метода является установка ШИМ-контроллера во вторичной цепи (цепи нагрузки).

Литература:

Шевцов Д.А., Машуков Е.В., Ульященко Г.М. Сетевой многоканальный источник питания импульсно-периодической нагрузки // Теория и практика силовых устройств. Тематический сборник научных трудов./Под редакцией Машукова Е.В. – М. :ЭКОН, 2001. Стр.54-59.

Математическое моделирование течения газа в поршневой газодинамической установке

Кудимов Н.Ф., Панасенко А.В., Третьякова О.Н.,
МАИ, ЦНИИмаш, г. Москва

Поршневая газодинамическая установка (ПГУ) обеспечивает отработку в наземных условиях, максимально приближенных к натурным, на крупномасштабных моделях различных летательных аппаратов, перспективных воздушно-космических систем и их элементов. В работе с использованием суперкомпьютеров ЦНИИмаш и МСЦ проведено математическое моделирование газодинамического течения в ПГУ.

Одна из основных проблем в работе состоит в учете неадиабатичности процесса. В данном расчете важно учитывать

теплообмен сжимаемого модельного газа со стенками вследствие больших градиентов температур. Предлагается решать уравнение теплопроводности, учитывая кондуктивный перенос тепла без учета радиационного переноса вследствие малого промежутка времени процесса (~1 сек).

В своем движении высокотемпературный модельный газ взаимодействует с холодными стенками ствола, при этом образуется охлажденный пограничный слой, который срезается поршнем с образованием вихрей. Для моделирования турбулентных режимов необходимо дополнить исходные осредненные уравнения Навье-Стокса моделью турбулентности пристеночного типа.

Метод расчета состоит из решения 2-х взаимосвязанных различных по своей физической природе задач: расчета динамики движения поршня и расчета газодинамического нестационарного процесса в стволе ПГУ. Расчет проводится методом конечных объемов в декартовой системе координат.

Задача расчета движения поршня сводится к интегрированию на каждом временном шаге методом Рунге-Кутты 4-го порядка системы уравнений.

Расчет газодинамического нестационарного процесса в стволе ПГУ является нестандартным, вследствие наличия ускоряющегося поршня, который является левой границей расчетной области с неподвижной правой границей. Особенностью разработанного метода расчета является алгоритмическое ограничение расчетной области газодинамического процесса со стороны поршня, путем исключения из расчета участка области, которую прошел поршень.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект №09-08-12057 ОФИМ, Роснауки, проект 02.740.11.0204 и при использовании вычислительных ресурсов МСЦ.

Математическое моделирование предельного теплообмена за счёт турбулизации потока при турбулентном течении в плоских каналах с турбулизаторами на одной поверхности

Лобанов И.Е., Парамонов Н.В.,
МАИ, г. Москва

Интенсификация теплообмена путем турбулизации потока не требует существенного увеличения внешних размеров плоских каналов и поэтому применима в любых плоских каналах. Изготовление турбулизаторов на наружной поверхности труб не связано со значительными технологическими трудностями. При моделировании предельного теплообмена для плоского канала, интенсифицированного посредством периодически расположенных поверхностных турбулизаторов будут справедливы все допущения, применяемые при

расчете предельного теплообмена для круглых труб и кольцевых каналов с турбулизаторами. При интенсификации теплообмена высота максимальной скорости в плоском канале, интенсифицированном посредством периодически расположенных поверхностных турбулизаторов, смещается в сторону поверхности, с меньшим коэффициентом сопротивления. Применяется метод, применимый для случая моделирования предельного теплообмена в круглой трубе с турбулизаторами. Этот подход в полной мере правомерен, поскольку при рассматриваемом типе предельной турбулизации используются относительно невысокие выступы. Предельное течение для плоской трубы с турбулизаторами обладает более высоким относительным сопротивлением. Решение уравнения для предельного коэффициента гидросопротивления для плоского канала детерминирует предельный теплообмен для этих условий. Расчет предельного теплообмена в плоском канале с турбулизаторами детерминируется интегралом для числа Нуссельта для всего плоского канала. Плоский канал разбивается на 3 подслоя с каждой из сторон (моделируется шестислойной схемой пограничного слоя). Были получены аналитические решения задачи о предельном теплообмене для плоского канала с турбулизаторами с двусторонним подводом тепла. Приведено сравнение теоретических данных по предельному теплообмену для плоского канала с теоретическими данными для круглой трубы, кольцевого канала, с существующими экспериментальными данными, если турбулизаторы выходят за пределы вязкого и буферного слоев, достигнуть значений роста теплоотдачи от 2 до 2,8 раза при росте гидравлического сопротивления от 3,35 до 6 раз, в то время как теоретическое значение предельного теплообмена, полученное по методике, разработанной в рамках данной работы, равно 2,9. Теория, хорошо коррелируя с экспериментом, указывает на то, что при данном методе интенсификации теплообмена выявлены почти все его резервы. Теоретически исследована предельная интенсификация посредством периодически расположенных поверхностных турбулизаторов на внутренней поверхности. Относительный предельный теплообмен для плоских каналов несколько выше, чем кольцевых и всегда ниже, чем для круглой трубы. Для плоских каналов предельный перенос теплоты не может преобладать над переносом импульса, в то время как для круглых труб в определенной области чисел Рейнольдса это возможно.

Результаты анализа подготовка данных для исходных данных для проведения расчетно-экспериментальных работ по оценке оценки ресурса дисков ТВД турбин с учетом безопасного развития дефектатрещин.

Ланевский Т.М., Леонтьев М.К.,
МАИ, г. Москва

Роторы Роторы турбин современного авиационного газотурбинного двигателя являются высоконагруженными элементами конструкции. Диски, являющиеся элементами роторов, относятся к особо ответственной группе деталей. Их разрушение ведёт к катастрофическим последствиям для летательного аппарата и в эксплуатации не допускается.

На протяжении многих лет под безопасным ресурсом подразумевалась циклическая наработка до образования трещины малоциклового усталости. Под моментом образования трещины малоциклового усталости обычно понималось появление так называемой «инженерной» трещины длиной 0,8 мм, глубиной 0,4 мм. Ресурсные возможности конструкции при такой схеме подтверждения и установления ресурса будут были недоиспользованы.

Необходимость увеличения ресурса, вызванная экономическими соображениями, обусловила интенсивное развитие методов подтверждения ресурса основных деталей двигателя с учетом безопасного развития трещин.

Целью настоящей работы является создание методики

Для При проведения проведении подобных расчетно-экспериментальных экспериментальной работы по оценке ресурса дисков ТВД турбин с учетом безопасного развития трещин. На начальном этапе ее создания авторами решены следующие задачи: необходимо:

1. выбрать проанализированы исходные данные для расчета коэффициентов интенсивности напряжений, выбраны местоместа расположения трещин в диске ТВД, определены размеры и формой, что включает в себя анализ:

Решены следующие задачи:

а .рассчитаны и проанализированы места в детали диске реального ТВД с максимальной суммарной циклической повреждаемостью, что позволяющий позволило выявить наиболее вероятные места появления трещин;

б. рассчитано напряженно-деформированного деформированное состояния состояние детали диска ТВД (в упругой и упруго-пластической упругопластической постановке), особенно в том числе в местах концентрации напряжений, что позволяющий позволило определить направление роста трещин;

в. проанализированы дефекты изделий - прототипов, что позволяло выбрать наиболее опасные места и уточнить форму фронта трещины;

г. проанализированы методы неразрушающего контроля, что позволяло некоторые необходимо использовать при выявлении трещин с заданными формами и размерами выбрать размер трещин.

2. провести Собираются имеющиеся экспериментальные данные по исследованию свойств трещиностойкости материала диска ТВД, включающих с определением двух констант формулы Париса C и n и Определить пороговое значение коэффициента интенсивности напряжений при переходе от устойчивой к высокой скорости роста трещины.

Полученные 3. результаты являются основой для расчета коэффициентов интенсивности напряжений и последующей оценки в зависимости от длины трещины для различных режимов работы детали. Оценить ресурс с учетом безопасного развития трещин, в том числе, (либо назначить частоту осмотра детали диска ТВД при проведении ремонта или регламентных работ при ремонте) в зависимости от величины начального дефекта, учитывая циклическую работу ротора турбины

Выбор параметров, исследование характеристик и схем газотурбинных силовых установок перспективных вертолетов
Нестеренко В.В., Равикович Ю.А., Карасёв В.Н., Нестеренко В.Г., Данг Куанг Занг
МАИ, г. Москва

Для получения высоких эксплуатационных и ресурсных характеристик отечественных вертолётных силовых установок с газотурбинными двигателями (СУ с ГТД) необходимо дальнейшее совершенствование методологии их проектирования и доводки, создание научно-технического задела, способствующего разработке СУ с ГТД нового поколения, отличающихся повышенной технико-экономической эффективностью и более совершенной конструкцией. На начальном этапе проектирования, когда требуется определить максимальную термодинамическую мощность $(N_{\text{терм}})_{\text{мах}}$ и оптимальную топливную экономичность проектируемого ГТД, исходя из назначения вертолёт и его максимальной взлётной массы, определяемой с учётом величины поставочной массы $M_{\text{пост}}$ и выбранного уровня экономичности ГТД, конфигурации профиля полёта, требований к высотной и климатической характеристикам $N_i = f(H, t_H)$ и др., необходимы статистические данные, характеризующие выбранные значения этих параметров для современных вертолётов. Такая база данных составлена,

и в результате её исследования и анализа были получены аналитические и графические зависимости, связывающие: максимальную величину взлётной массы лёгкого ($500 \leq M_{\text{мах}} \leq 2500$ кг.), среднего ($2500 \leq M_{\text{мах}} \leq 10000$ кг.) и тяжёлого ($10000 \leq M_{\text{мах}} \leq 60000$ кг.) вертолёт с термодинамической мощностью, выбираемой при проектировании ГТД с учётом требований высотности и климатической характеристики; удельную массу ГТД с редуктором и без редуктора с основными термодинамическими параметрами $\gamma = f(\pi_k; T_{\text{г}}^*)$; $C_e = f(N_e)$; габаритные характеристики ГТД – его длину, высоту и ширину при условии $N_i \approx \text{Const}$. В докладе рассматриваются: методика определения целесообразного количества двигателей, их компоновка и особенности конструктивных схем СУ, предназначенных для лёгкого, среднего и тяжёлого вертолёт; методика и алгоритм определения энерговооружённости проектируемых вертолётов нового поколения, имеющих различное назначение и отличающихся условиями эксплуатации; способы уменьшения габаритных и массовых характеристик СУ; конструктивно-силовые схемы современных ГТД, позволяющие, в частности, иметь возможность выхода вала вперёд или назад, минимальное число деталей в узлах и др.; методы обеспечения высокого уровня экономичности, ресурса и надёжности ГТД, формирования оптимальных лётных характеристик силовой установки в целом, в частности, дроссельной характеристики ГТД, посредством выбора рационального числа двигателей в СУ; конструкции эффективных встроенных пылезащитных устройств во входном канале ГТД, со смесителями выхлопных каналов, обеспечивающими уменьшение температуры горячих газов, а также «заметности» военно-транспортных и боевых вертолётов. Представлена методика согласования параметров вертолёт и СУ, а также пример расчёта СУ вертолёт, типа Ка-60, отличающейся числом двигателей – один, два или три.

Разработка концепции применения топливных элементов в авиационных вспомогательных силовых установках

Никитина О.Е.
РГУИТП, г. Москва

Исходя из современных тенденций развития гражданской авиационной техники, можно предположить, что в среднесрочной перспективе произойдет переход от использования сравнительно малоэффективных тепловых машин в качестве вспомогательной силовой установки (ВСУ) к электрохимическим источникам энергии, основанным на «холодном» горении водорода или других горючих элементов. Этот переход будет обусловлен изменением идеологии

самолета как комплекса взаимосвязанных систем. Если сейчас в систему управления самолетом входят гидравлическая, пневматическая и электрическая системы, то к 2015-2020 году, с учетом перспектив развития топливных элементов, вероятно создание полностью электрифицированного самолета.

В качестве потенциальных источников электрической энергии на борту самолета могут быть рассмотрены малоразмерные твердооксидные топливные элементы (ТОТЭ), работающие на авиационном углеводородном топливе.

В рамках Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы Российским государственным университетом инновационных технологий и предпринимательства начато выполнение НИР «Исследование возможности разработки авиационной вспомогательной силовой установки на базе топливных элементов». В настоящее время в рамках данной научно-исследовательской работы разработана методика оценки массогабаритных параметров авиационной вспомогательной силовой установки с максимальной мощностью 500 кВт. Установлено, что оптимальным вариантом авиационной ВСУ является гибридная энергетическая установка, состоящая из топливной батареи на основе ТОТЭ, совмещенной по процессу автотермического риформинга с реактором синтез-газа и газотурбинным блоком, использующим тепловую энергию электродных газов, поступающих из батареи ТОТЭ для получения дополнительной электрической энергии.

Влияние индуктивного сопротивления на импеданс имитаторов нагревателей катодов в электродинамическом имитаторе тягового модуля

Лесневский В.А., Соколов В.В.,
ОКБ «Факел», г. Калининград

ОКБ «Факел» занимается разработкой и изготовлением электроракетных двигательных установок (ЭРДУ). ЭРДУ представляет собой достаточно сложную систему, состоящую из стационарного плазменного двигателя (СПД), модуля газораспределения, системы хранения и подачи рабочего тела, системы преобразования и управления (СПУ).

СПУ формирует требуемые параметры электропитания для всех элементов ЭРДУ. Для автономной отработки СПУ и проведения входного контроля на предприятии – изготовителе ЭРД, возникла необходимость в разработке электродинамического имитатора тягового модуля (ЭДИТМ), воспроизводящего функционирование СПД и элементов ЭРДУ в целом на различных режимах работы. Чтобы обеспечить высокую достоверность полученных данных при проведении работ с ЭДИТМ к изделиям данного

типа предъявляются достаточно жесткие требования по статической и динамической точности имитации ЭРДУ, динамические характеристики задаются в виде частотных характеристик полного внутреннего сопротивления модуля ЭДИТМ.

Были проведены измерения индуктивности рассеяния трансформаторов, в следствие уменьшения реактивности линии при входном контроле СПУ, предназначенных для согласования входных цепей имитаторов нагревателей катодов с блоком нагрузок в ЭДИТМ. Дополнительно были измерены индуктивные сопротивления двухпроводных линий длиной 0,5 м, имитирующих соединительные линии между входным разъемом в ЭДИТМ и первичной обмоткой упомянутого трансформатора. Проведена оценка влияния высших гармонических составляющих на величину действующего значения тока через нагреватели.

Целью данных испытаний является определение влияние индуктивного сопротивления линий и трансформаторов на импеданс имитаторов нагревателей катодов в электродинамическом имитаторе тягового модуля.

Высшие гармонические составляющие колебаний в разы меньше, чем величина первой гармоники и амплитуды их затухают с ростом номера гармоники. Поэтому влияние высших гармонических составляющих колебаний существенно меньше первой гармоники.

Реактивная составляющая полного сопротивления имитаторов нагревателей катодов в ЭДИТМ не оказывает существенного влияния на величину тока через него. Для дальнейшего снижения реактивной составляющей сопротивления имитаторов можно рекомендовать линии, использующие втянутый в плетенку ПМЛ провод, причем плетенка должна использоваться как обратный токонесящий провод.

Исследование характеристик струй стационарных плазменных двигателей (СПД) на режимах работы с повышенными разрядными напряжениями

Архипов А.С., Ким В., Сидоренко Е.К.,
НИИ ПМЭ МАИ, г. Москва

В докладе приведены некоторые результаты исследования характеристик струи СПД, работающего при различных расходах рабочего тела и разрядных напряжениях до 800-900 В. При помощи электростатического многосеточного зонда-энергоанализатора, перемещаемого в струе, для всех исследуемых режимов работы двигателя были получены распределения плотности ионного тока по углу отклонения направлений измерения от оси двигателя, а также так называемые «кривые задержки» ионного тока на коллектор зонда при различных значениях потенциала анализирующей сетки,

дифференцирование которых давало функции распределения ионов по энергии, движущихся по различным направлениям.

Полученные данные позволили определить такие параметры струи СПД как полный ток ускоренных ионов I_i , их среднюю энергию $\langle \epsilon_i \rangle$ и скорость $\langle V_i \rangle$, а также осевую составляющую скорости ионов $\langle V_{iz} \rangle$. Они дали также возможность оценить значения некоторых коэффициентов, характеризующих эффективность процессов происходящих в двигателе [1], а именно коэффициентов, учитывающих потери в тяговом КПД из-за расходимости потока ускоренных ионов в струе η_p , разброса ионов по скоростям η_v , неполноты использования приложенной разности потенциалов на ускорение ионов η_e , неполноты использования рабочего газа в ускорительном канале η_m . Также был проведен расчет доли двухзарядных ионов μ_2 . Результаты расчетов для двигателя СПД-100 приведены в таблице 1. Изменение расходимости струи двигателя сопоставлено с изменением максимальной температуры электронов T_e в ускорительном канале СПД.

Таблица 1

m_{a0} , мг/с	U_d , В	η_v	η_p	η_e	η_m	$\langle \epsilon_i \rangle$, эВ	$\langle V_{iz} \rangle$, км/с	μ_2
2.53	307	0.96	0.86	0.71	0.91	218	16.4	0.022
2.53	492	0.96	0.86	0.77	0.94	381	22.0	0.065
2.53	695	0.95	0.88	0.79	0.96	548	27.2	0.105
2.53	886	0.94	0.81	0.80	1.00	711	30.6	0.184

Литература:

1. Н.В. Белан, В.П. Ким, А.И. Оранский, В.Б. Тихонов. «Стационарные плазменные двигатели» – учебное пособие, Харьков, 1989, 315с.

Анализ современных ЭРД с высоким удельным импульсом тяги

Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю.,
ОКБ «Факел», г. Калининград

Совершенствование космических аппаратов (КА) достигается путем разработок новых элементов, в том числе и создание более эффективных электроракетных двигателей (ЭРД). Увеличение сроков активного существования современных и перспективных геостационарных спутников, усложнение решаемых задач бортовой двигательной установкой, ужесточение требований к двигателям по эффективности, надежности и совместимости с аппаратурой КА предполагают создание новых высокоимпульсных ЭРД.

Основными требованиями, предъявляемыми сегодня к ЭРД являются:

- обеспечение ресурса непрерывной работы более 10000 ч;
- возможность многорежимного функционирования с обеспечением удельного импульса тяги свыше 3000 с.

Проведен анализ основных параметров и характеристик различных типов современных ЭРД, в частности холловских и ионных двигателей.

В настоящее время усилия разработчиков направлены на создание высоковольтных холловских двигателей повышенной мощности, чтобы сократить разрыв с ионными двигателями в области высоких удельных импульсов.

Возможность достижения высокого удельного импульса (более 3200 с), при относительно низких расходах ксенона, продемонстрировала экспериментальная модель SPT-1, выполненная по гибридной конструктивной схеме. Одним из показателей эффективности работы ЭРД является коэффициент использования рабочего тела, который связан с удельным расходом, зависящим от расхода ксенона и площади поперечного сечения ускорительного канала ЭРД.

Сравнительный анализ известных холловских двигателей показывает, что высокий удельный импульс для различных типов двигателей достигается при различных удельных расходах ксенона. Так стационарный плазменный двигатель (СПД) в сравнении с двигателем с анодным слоем (ДАС) имеет меньший удельный расход, однако при этом ДАС обеспечивают более высокий уровень удельного импульса. На гибридном двигателе SPT-1, работающем при удельных расходах газа типичных для СПД, были достигнуты высокие интегральные характеристики, которые приближены к нижней границе области удельных импульсов тяги у ионных двигателей. Такие схемные решения позволяют повысить привлекательность холловских двигателей нового поколения.

Исследование теплофизических характеристик при испытаниях теплозащитных материалов на высокотемпературных газодинамических стендах

Андреев Н.А., Григорович Б.М., Назаренко И.П.,
Никитин П.В., Сотник Е.В.,
МАИ, г. Москва

В докладе представлены методы, средства и результаты испытаний теплозащитных материалов для изделий ракетно-космической техники. Экспериментальные исследования проводятся в условиях, приближенных к натурным, на высокотемпературных газодинамических стендах МАИ - атмосферно-вакуумных плазмотронных установках нескольких типов.

Экспериментальные установки воспроизводят совокупность параметров теплового, окислительного и эрозионного воздействия на элементы конструкции энергоустановок, космических и гиперзвуковых летательных аппаратов как одноразового, так и многоразового применения. Кроме того, характеристики стендов позволяют проводить исследования процессов взаимодействия материалов теплозащитного

назначения с высокоэнтальпийными газовыми потоками, определять различные теплофизические характеристики материалов.

Повышение информативности исследований теплофизических параметров обеспечивается измерительно-вычислительным комплексом, в состав которого входят датчики различных типов, аналого-цифровые преобразователи, калибраторы, аппаратура ПЭВМ и программное обеспечения. В докладе излагаются результаты исследований спектра параметров с использованием данной автоматизированной системы.

Полученные в ходе исследований результаты позволяют оптимизировать весовые и теплопрочностные характеристики материалов тепловой защиты космических и гиперзвуковых летательных аппаратов и энергетических установок.

Микродуговое окисление циркониевых сплавов, используемых в ядерных энергетических установках

Лесневский Л.Н., Ляховецкий М.А., Тюрин В.Н.,
МАИ, г. Москва

Дальнейшая перспектива использования циркониевых сплавов в активной зоне ядерных реакторов повышенной мощности тесно связана с разработкой мероприятий, которые позволят обеспечить этим сплавам надежную защиту от коррозии, наводороживания и фреттинг-износа. Основная задача настоящего исследования заключается в разработке метода модификации и/или формирования поверхностного слоя, уменьшающего или исключающего стационарное и периодическое воздействие таких опасных эксплуатационных параметров, как радиационное облучение, высокая температура и давления, термохимическая среда теплоносителя.

Для решения проблемы дальнейшего повышения ресурса и эксплуатационных свойств циркониевых изделий, работающих в таких экстремальных условиях эксплуатации, нами предложен и разрабатывается метод плазмoeлектролитического окисления (ПЕО) или метод МДО - микродугового окисления, являющийся одной из разновидностей плазменного электролиза циркония и его сплавов.

В работе на основе анализа различных методов защиты циркониевых сплавов от разрушения под действием коррозионной среды и наводороживания, как главных факторов снижения ресурса и надёжности циркониевых изделий, показаны преимущества метода МДО по сравнению с традиционно используемыми методами вакуумных ионно-плазменных технологий. Рассмотрен механизм и физико-химические принципы плазменного электролиза циркониевого сплава, на примере сплава Э-110. С учётом анализа полученных формовочных кривых рассмотрена и анализируется многостадийность процесса плазмoeлектролиза.

Показано, что используемая установка микродугового окисления по сравнению с известными имеет ряд преимуществ, позволяющих значительно расширить её технологические возможности, обеспечить повторяемость результатов и безопасность эксплуатации: это автоматизация программы технологического процесса МДО с помощью РС, регулирование одного из рабочих параметров (I_a , I_c , I , U_a , U_c , C), регулирование температуры электролита с охлаждением рабочего объёма, как по «открытому», так и по «закрытому» циклу, контроль величины рН электролита по суммарной величине количества электричества, протекающего с момента обновления электролита.

Проведенные сравнительные автоклавные испытания коррозионной стойкости покрытий, полученных на образцах при различных режимах МДО, показали, что коррозионная стойкость всех выдержавших испытания образцов с покрытиями более чем в два раза выше коррозионной стойкости контрольного образца, что говорит о перспективности предложенного и разрабатываемого метода МДО для защиты циркониевых сплавов.

Оптимальная геометрическая форма проточного тракта сверхзвукового газоваода ракетного двигателя твердого топлива

Абашев В.М., Зинчук А.А.,
МАИ, г. Москва

Рассматриваются сверхзвуковые газоваоды, у которых критическое сечение расположено на границе между камерой двигателя и газоваодом. Применение в РДТТ сверхзвуковых газоваодов позволяет несколько повысить удельный импульс двигателя и обеспечить меньшие габариты и массу по сравнению с дозвуковыми газоваодами.

Проведены численные исследования сверхзвуковых газоваодов, имеющих разные геометрические формы внутреннего тракта. Исследовались следующие варианты конструкций: «конический газоваод», «конический газоваод + цилиндрический участок + коническое сопло», «цилиндрический газоваод + коническое сопло», «конический газоваод + коническое сопло», «конический газоваод + профилированное сопло с изломом», «конический газоваод + профилированное сопло с входным радиусом».

Основным критерием сравнения разных конструкций газоваодов выбрана осевая составляющая средней скорости газа на выходе из сопла, характеризующая удельный импульс тяги. Приближенные значения потерь вычисляются на основе различия численных значений средней скорости и её осевой проекции на срезе сопла.

Расчеты проводились в компьютерной системе COSMOSFloWorks и по собственным математическим моделям, разработанным в ходе

выполнения данной работы. Сравнение результатов расчетов в контрольных точках на оси газоведа дает расходимость результатов не более 5%.

Результаты расчетов показали, что газовод имеет оптимальный полуугол раствора, равный $\approx 2^\circ$.

Наибольшая величина осевой составляющей средней скорости продуктов сгорания из сопла реализуется в конструкции: «конический газовод + профилированное сопло с изломом». Оптимальный входной угол сопла - $(12...14)^\circ$. Потери осевой составляющей скорости газа на выходе из сопла составляют величину - $\approx 9,7\%$.

Целесообразно сформировать рабочий процесс в сверхзвуковом газоведе так, чтобы продукты сгорания в коническом газоведе разгонялись до скорости $\approx 1,9M$ и, затем, расширялись в профилированном сопле.

Выявлены области повышенных давлений и температур в выходном сечении сопла. Этот эффект имеет экспериментальное подтверждение.

Проведен расчет нестационарного распределения температуры в сверхзвуковом газоведе на стартовом и маршевом режимах работы двигателя.

Малоракурсная система 3D-томографической диагностики процессов сублимации и горения твердотопливных элементов

Филонин О.В., Валицкий С.С.,
СГАУ, г. Самара

Эффективность работы твердотопливных двигателей - ТТ во многом определяется процессами сублимации твердой компоненты в газообразную фазу. Для исследования процессов такого рода, авторами разработана малоракурсная трехмерная томографическая система осуществляющая сбор исходной информации: 1 - в рентгеновском диапазоне – для реконструкции формы поверхности собственно зоны сублимации, 2 - в оптическом диапазоне – для восстановления 3-мерных профилей температур зоны горения в задаваемой области объема факела.

Для получения исходных двумерных проекционных данных для процедур реконструкции конфигурации поверхностей сублимационных зон использовано коллимированное, «монохроматизированное» рентгеновское излучение с энергией $(50 \div 150)$ кэВ. Для преобразования теневых рентгеновских полей – проекций в двумерные проекционные поля видимого диапазона применены стекловолоконные планшайбы с напыленным люминофором. Регистрация проекционных данных осуществляется с помощью высокоскоростных ПЗС – матриц в

соответствии со сферотангенциальной геометрией. В лабораторной исследовательской установке, число регистрируемых двумерных проекций для каждого основного ракурса, выбрано равным $(5 \div 7)$. Авторами разработан также простейший «одноканальный» вариант формирования двумерных проекционных пакетов данных, в котором, стекловолоконная планшайба, совместно с высокоскоростной CMOS – матрицей могут вращаться относительно исследуемого образца, таким образом, чтобы плоскость матрицы перемещалась по сферической поверхности, центр которой в «центре» зоны сублимации.

Оптические каналы регистрации собственного излучения горячей компоненты ТТ предназначены для получения исходных данных, необходимых для реконструкции конфигурации полей интенсивности собственного излучения. Для этого разработано 2 варианта систем реконструкции. В 1-м случае система позволяет восстанавливать такие параметры как температурные поля в любом двумерном сечении горящего факела, при этом сечение может быть выбрано под любым углом к оси этого факела. Другой вариант предусматривает получение двумерных исходных оптических проекций в сферотангенциальной геометрии регистрации, в каждом главном ракурсе число проекций равно 7, число главных ракурсов выбирается в пределах от трех до шести. Для решения обратных задач по реконструкции конфигурации формы поверхности зон сублимации, восстановления 3D-распределения локальных значений температур, авторами разработана совокупность методов, что дает возможность с помощью алгоритмов Фурье – преобразований, свертки и т.д. производить восстановление искомых параметров в задаваемых элементах объема исследуемых образцов.

К выбору оптимальной концепции жидкостного ракетного двигателя для двигательной установки разгонного блока

Гребенюк Д.А., Клепиков И.А., Левочкин П.С.,
НПО Энергомаш им. ак. В.П. Глушко, г. Химки

Объектом исследований в настоящей конкурсной работе является проект перспективного жидкостного ракетного двигателя для использования на верхних ступенях ракеты в составе двигательной установки (ДУ) разгонного блока (РБ).

В данном исследовании ставится задача показать целесообразность применения в ракетно-космической отрасли высокоэффективных жидкостных ракетных двигателей, использующих перспективные топливные композиции на основе фтора в качестве окислителя.

В работе был сделан обзор ряда отечественных и зарубежных двигательных установок разгонных блоков, проанализированы основные требования к жидкостным ракетным двигателям ДУ РБ, рассмотрены наиболее распространенные топливные пары. На

основании необходимости обеспечения наибольших энергетических показателей и надежности работы двигательной установки предлагается использовать перспективную топливную пару «фтор-водород».

Учитывая положительный опыт «НПО Энергомаш» работы с фтором и его производными, отработки основных агрегатов двигателя, освоения производства, транспортировки и эксплуатации жидкого фтора, авторами ставится задача разработать эскизный проект жидкостного ракетного двигателя для использования на верхних ступенях ракеты в составе разгонного блока. В рамках исследования планируется предложить пневмогидравлическую схему, компоновку основных агрегатов двигателя, произвести необходимые расчеты (термодинамические расчеты, энергетическая увязка параметров двигателя...). Полученные данные составят задел для будущих исследований и опытно-конструкторских проработок.

Современное состояние и направления развития солнечных батарей космического назначения

Галкин В.В., Финтисов А.И., Битков В.А.,
Сатурн, г. Краснодар

За свою более чем 40-летнюю историю ОАО "Сатурн" оснастил солнечными батареями около 1000 космических аппаратов, эксплуатировавшихся на всех типах орбит. Всё это время базовыми были кремниевые солнечные элементы (СЭ), КПД которых за этот период в условиях массового производства был увеличен с 7 до 16%.

Интенсивные исследовательские и опытно-конструкторские работы позволили существенно повысить технические характеристики солнечных батарей (СБ) на базе кремниевых СЭ, доведя их параметры до 180 Вт/м² и 1,3 кг/м² (без учёта массы каркаса) со сроком службы до 15 лет на ГСО. Это соответствует современному мировому уровню.

И хотя все возможности совершенствования кремниевых СЭ ещё не исчерпаны, в последние годы они постепенно теряют свое лидирующее положение в космической солнечной энергетике, которое уверенно занимают многокаскадные солнечные элементы на основе соединений A_3B_5 , имеющие потенциал роста по КПД свыше 40%.

В ОАО "Сатурн" разработана конструкция и технология солнечных батарей на базе арсенид-галлиевых СЭ для всех типов каркасов (струнный, сотовый, металлический), позволяющая довести их удельную мощность до 310 Вт/м². В настоящее время проводится их лётная квалификация.

Перспективные работы предприятие проводит в следующих направлениях:

- освоение промышленного производства трёхкаскадных арсенид-галлиевых СЭ со средним КПД 26 - 27%;

- проведение работ по повышению КПД трёхкаскадных арсенид-галлиевых СЭ до 28 - 30%;

- проведение научно-исследовательских работ по четырёхкаскадным арсенид-галлиевым СЭ с целью увеличения среднего КПД до 32 - 35%;

- организация кооперации по производству сотовых панелей, отвечающих мировым требованиям;

- разработка конструкции и технологии создания СБ на базе полужёсткой плёночной подложки;

- разработка конструкции и технологии создания комбинированных СБ на базе сотовых и плёночных панелей;

- изготовление экспериментальных СБ для научных, исследовательских, студенческих (и т.п.) малых КА с целью проведения лётной квалификации перспективных конструкций СБ.

Разработка математической модели системы автоматического управления модулем тяги РДТТ

Бачурин А.Б., Стрельников Е.В., Целищев В.А.,
УГАТУ, г. Уфа

Как один из этапов проведения НИР в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы, рассматривается разработка математических моделей системы автоматического управления ракетным двигателем твердого топлива. А именно, разработка математических моделей регулирования модуля тяги РДТТ путем изменения поверхности горения твердого топлива и площади критического сечения сопла с центральным телом и анализ результатов расчета. Современные компьютерные технологии предоставляют набор математических пакетов, позволяющих в процессе проектирования извлечь максимум полезных свойств, выявить возможные тупики и, таким образом, сократить финансовые и временные ресурсы для доводки изделия.

В основе математической модели лежат уравнения динамики камеры сгорания РДТТ, описывающих изменение основных величин, характеризующих ее работу во времени. Такими величинами являются, прежде всего, давление в камере сгорания p_k , температура продуктов

сгорания T_k и др. Для определения закона изменения этих величин во времени на переходных режимах, а также их зависимости от внешних возмущающих воздействий и управляющих факторов необходимо составить математическую модель камеры сгорания. Динамические модели процессов работы двигателя необходимы для разработки принципов построения систем управления тягой и расходом топлива РДТТ и твердотопливных газогенераторов (ТТГГ), а также для выбора

параметров, определяющих динамику управления. При моделировании внутрибаллистических процессов современных РДТТ, необходимо учитывать инерционность рулевого привода.

Остановимся на выборе математической постановки задач расчета внутрикамерных процессов основного участка работы РДУ. С математической точки зрения наиболее строгим подходом к решению этой задачи является рассмотрение всех существенных процессов в нестационарной постановке. Однако, из-за больших потребных ресурсов процессорного времени, решение такой задачи на современном этапе практически невозможно. Вместе с тем, различные рабочие процессы, определяющие уровень текущих расходно-тяговых характеристик, зачастую имеют неодинаковое время переходных процессов, т.е. протекают с разной скоростью. Следовательно, выбор рациональной постановки задачи имеет решающее значение при моделировании характеристик основного участка работы РДТТ.

Предполагается создание математического пакета, который представляет собой интегрированную среду с широким использованием компьютера для решения частных задач анализа и синтеза систем автоматического регулирования модуля тяги РДТТ с целью наиболее обоснованного выбора параметров.

Современное состояние бортовых аккумуляторных батарей и критерии их выбора для вновь проектируемых космических аппаратов

Галкин В.В., Попов В.А.,
Сатурн, г. Краснодар

Темой доклада является сравнение никель-водородных (НВА) и литий-ионных аккумуляторов (ЛИА) и батарей на их основе (НВАБ, ЛИАБ) с целью оптимального выбора аккумуляторной батареи (АБ) в зависимости от типа орбиты космического аппарата (КА). В докладе рассматриваются высшие мировые достижения рассматриваемой области техники – НВАБ ОАО «Сатурн» и ЛИАБ фирмы SAFT.

По начальным удельным характеристикам ЛИАБ (100÷120 Вт·ч/кг) существенно превосходят НВАБ (55÷65 Вт·ч/кг). ОАО «Сатурн» разрабатываются ЛИАБ не уступающие по своим характеристикам батареям SAFT.

В части надежности и, особенно, ресурса и живучести НВАБ заметно превосходят ЛИАБ. Эти характеристики наиболее актуальны при эксплуатации КА на низкой околоземной орбите (НОО).

При всем многообразии сравнительных характеристик АБ определяющими критериями выбора АБ для эксплуатации в составе КА являются: 1) энергомассовые характеристики с учетом ресурса и 2) комплексные показатели надежности и живучести АБ.

В соответствии с главными критериями выбора АБ можно построить диаграмму зависимости относительного уровня характеристик НВАБ и ЛИАБ от типа орбиты КА. Важно отметить, что энергомассовое совершенство АБ – количественный параметр, определяющий гарантированную удельную энергию АБ в конце эксплуатации КА, а сравнение показателей надежности и живучести является качественной оценкой, определяющей объем работ по достижению требуемой вероятности безотказной работы, как самой АБ, так и КА в целом.

Анализ современного уровня показывает, что предпочтительным выбором при эксплуатации КА на геостационарной орбите (ГСО) является ЛИАБ за счет существенного выигрыша в удельной энергии. Преимущества НВАБ в части живучести и надежности во многом компенсируются устойчивой связью с КА на ГСО.

При выборе типа АБ при эксплуатации КА на НОО выбор НВАБ в качестве вторичного источника питания системы электропитания КА является не просто предпочтительным, а практически безусловным. НВАБ, при эксплуатации на НОО, превосходят ЛИАБ по всем параметрам, кроме необходимости в системе терморегулирования более высокой мощности. При этом по показателям живучести и надежности эти системы просто несопоставимы.

Формирование собственной внешней ионосферы космических аппаратов и эффекты ее воздействия

Надирадзе² А.Б., Твердохлебова¹ Е.М., Корсун¹ А.Г., Куршаков¹ М.Ю.,
Шапошников² В.В., Габдуллин¹ Ф.Ф.,
¹ ЦНИИмаш, г. Москва,
² МАИ, г. Москва

При работе электроракетного двигателя (ЭРД) на борту космического аппарата (КА) генерируется высокоскоростная плазменная струя. Она является основным источником формирования вокруг КА «собственной внешней ионосферы» (СВИ) за счет потоков вторичной плазмы. Вторичная плазма образуется при перезарядке ионов и ионизации нейтральных атомов и молекул, присутствующих в струе ЭРД. СВИ активно взаимодействует с поверхностью космического аппарата, с элементами его конструкции и окружающей средой. Негативные эффекты этого взаимодействия необходимо учитывать при проектировании и эксплуатации КА.

К числу наиболее значимых эффектов относятся эрозионное, силовое, загрязняющее воздействие, оптические помехи, влияние на радиосвязь и работу бортовой аппаратуры. Для выбора надежных и эффективных методов борьбы с указанными факторами необходимо уже на стадии проектирования иметь возможность прогнозировать взаимодействие

СВИ с системами КА в зависимости от конструкции аппарата и условий его функционирования.

В докладе рассматриваются механизмы образования вторичной плазмы в выхлопной плазменной струе ЭРД, методы компьютерного моделирования и описывается программное обеспечение, позволяющие решать основной спектр задач, связанных с определением параметров СВИ и ее воздействия на КА. Приводятся результаты расчетов параметров взаимодействия, оценивается их критичность для КА различной конструкции.

О нестационарном горении баллиститных топливных композиций

Гаврилов А.С.,
КБСМ, г. Санкт-Петербург

В настоящее время общепризнано, что баллиститные топливные композиции (БТК) - гомогенные системы, в которых окислительные и горючие элементы перемешаны на молекулярном уровне. С другой стороны, опытные данные свидетельствуют о неоднородном характере горения таких составов.

Проведен анализ структуры, который установил, что характерный период распределения неоднородностей концентрации компонентов составляет величину порядка 0.05 – 0.20 мм, что хорошо коррелирует с данными о технологии изготовления БТК, при котором производится предварительное измельчение нитроцеллюлозы (НЦ).

Для уточнения связи выявленной структурной неоднородности БТК и параметров зоны горения (ЗГ) ряд экспериментов проведен на составе, не содержащем технологических добавок, т.е. состоящем только из НЦ (коллоксилина) и нитроглицерина.

Высокая разрешающая способность применяемой аппаратуры позволила впервые установить наличие в темной зоне при низких давлениях (до 2 МПа) значительной концентрации субдисперсных углеродистых частиц. Температура этих частиц близка к температуре окружающего газа и наблюдается как при рассмотрении изображения, так и в виде высокочастотных колебаний относительно среднего значения температуры г-фазы в этой области ЗГ. На ряде кадров замечены треки частиц более крупного размера, которые связаны с разрушением образований на поверхности БТК (каркасного слоя).

При горении БТК отмечен так же, как и для смесевых твердотопливных композиций, очагово-пульсационный механизм горения, вырождающийся при низких давлениях в послыбно-периодический.

Построены стохастические модели температурных полей в приложении к модельной БТК, а также формальные модели в виде совокупности автокорреляционных, взаимокорреляционных функций,

спектров мощности сигналов, представляющих случайные процессы, характеризующие структуру ТТК и температурные поля ЗГ.

Построены взаимокорреляционные функции для сечения температурного поля и различными сечениями структуры топлива. Полученная величина коэффициента взаимной корреляции порядка 0,2 и более считается достаточной для подтверждения связи между неоднородностями температурного поля и распределением компонентов в структуре пороха.

Предлагаемый подход, реализованный в отношении БТК, позволяет объяснять их локально-нестационарный механизм горения. Впервые опытным путем установлена концентрационная неоднородность БТК и связанная с этим неравномерность температурного поля ЗГ БТК.

Обзор текущего состояния и сравнительный анализ направлений развития ДУ МТ для КА различного назначения

Хомин Т.М., Сизов А.А.,
ЦНИИмаш, г. Москва

Рассмотрено современное состояние работ по двигательным установкам малой тяги, проведен их сравнительный анализ для современных и перспективных КА различного назначения. Основное внимание уделено двигательным установкам на базе электроракетных двигателей.

Различные назначения КА предъявляют широкий спектр требуемых параметров к маршевым двигателям, двигателям коррекции и ориентации. Однако наблюдается общая тенденция увеличения массы и срока активного существования (САС) КА различного назначения. Это говорит о необходимости использования двигателей с высоким ресурсом и удельным импульсом, поэтому всё чаще используются ДУ на основе ЭРД.

КА связи, радио- и телевещания функционируют на орбите высотой 36000 км. Масса КА связи на ГСО находится в диапазоне 800...4000кг. Для поддержания точки стояния КА на ГСО традиционно использовались РД МТ различного типа, в том числе 2-х компонентные ЖРД МТ, однако в последние два десятилетия для выполнения этой энергоёмкой задачи наибольшее распространение получают как в России так и за рубежом высокоимпульсные ЭРД: холловские ЭРД и ионные двигатели.

Выбор ДУ для низкоорбитальных КА неоднозначен ввиду большого разброса по массам (КА наблюдения, многофункциональные КА, орбитальные пилотируемые станции (ОПС), КА транспортно-технического обслуживания (ТТО)): порядка ~ 6...20т – для низкоорбитальных КА наблюдения, ~ 400т – МКС на современном этапе, ~ 7т – для эксплуатируемых КА ТТО в России. Для

отечественных низкоорбитальных КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) тяжелого класса по-прежнему характерным является использование в составе ДУ ЖРД МТ на 2х-компонентном топливе и ДУ на ТКД. Но в низкоорбитальных многоспутниковых системах связи (системы Iridium, Globalstar и др.) применение ЭРД вместо ЖРД малой тяги обеспечивает заметный выигрыш в массе полезной нагрузки (до 20...25%).

Межпланетные КА для выполнения энергоемких перелетов используют гравитационные маневры, а в составе ДУ однокомпонентные ЖРД МТ на гидразине. Однако, в качестве маршевых двигателей за рубежом часто используются ЭРД (SMART-1, VeriColomb, Deep Space-1, DAWN, HAYABUSA (MUSES C), JIMO).

Расчет теплового излучения в струях ракетных двигателей

Быков Л.В., Молчанов А.М., Никитин П.В.

МАИ, г. Москва

В докладе представлена математическая модель для расчета сверхзвуковых турбулентных струй с неравновесными химическими реакциями. Модель включает решение полной системы уравнений Навье-Стокса (Рейнольдса) и дополнительных уравнений переноса химических компонентов и турбулентных характеристик.

Использовалась модель турбулентности, учитывающая влияние высокоскоростной сжимаемости на турбулентность. Проведена серия численных расчетов турбулентных неизобарических струй при различных режимах течения; получено удовлетворительное совпадение с экспериментальными данными. Сопоставление результатов расчета с имеющимися экспериментальными данными показало важность учета влияния сжимаемости на интенсивность турбулентного смешения.

Проведена серия расчетов газодинамики и ИК-излучения струи модельного ракетного двигателя. Для расчета излучения использовалась методика, разработанная в Центре Келдыша.

Сопоставление результатов расчета ИК-излучения модельного двигателя с экспериментальными данными при различных соотношениях горючего и окислителя показало, что предложенная математическая модель удовлетворительно описывает рассматриваемую задачу. Наилучшее совпадение получено при использовании верхнего предела для коэффициентов скоростей реакций рекомбинации.

Проведен расчет струй двух двигателей на высотах полета от 0 до 50 км. Показано, что догорание струй приводит к существенному увеличению ИК-излучения на высотах до 30-40 км. На больших высотах происходит срыв догорания и, как следствие, резкое падение интенсивности излучения.

О влиянии магнитного поля на скорость ионного потока от поверхностного разряда

Гилев А.С., Емлин Р.В., Пунанов И.Ф.,

ИЭФ УрО РАН, г Екатеринбург

При разработке ЭРД с электронной детонацией встаёт задача исследования механизмов ускорения ионов плазменного пучка при поверхностном пробое диэлектриков, повышение их скорости и тяги ДУ. При исследовании динамики вакуумного поверхностного перекрытия фторопласта и ПММА при импульсном напряжении до 240 кВ была обнаружена сильная зависимость скорости распространения фронта области ионизации, начинающейся у острейшего анода, по поверхности материала от напряженности и направления внешнего магнитного поля. В модели насыщенных лавин вторичных электронов это объясняется изменением траектории электронов при помещении образца в магнитное поле.

В качестве источника импульсов высокого напряжения использовался генератор РАДАН-220 с амплитудой холостого хода 230 кВ и длительностью 2 нс в режиме согласования. Датчик ионного тока пучка – 4 ловушки Фарадея с общим экраном, площадь каждой ловушки — 10 см². От тока вторичной электронной эмиссии при столкновениях ионов с материалом ловушки применялось магнитное экранирование с помощью 30 редкоземельных магнитов диаметром 16 мм. Вакуумная камера откачивалась до остаточного давления $P=10^{-4}$ мм.рт.ст.

Использовались две экспериментальные конфигурации.

В первой магнитное поле было по направлению испускаемого пучка ионов, а лоренцова сила на носители в высоковольтном пробое действовала в плоскости поверхности образца, как бы размазывая канал (ток) пробоя по поверхности диэлектрика.

Продольное поле индуктивностью $B = 0,088$ Тл и $0,133$ Тл создавалось магнитными кольцами. Электроды использовались коаксиальные.

Вторая экспериментальная конфигурация — с магнитным полем, перпендикулярным направлению скорости пучка ионов и направлению тока в высоковольтном разряде по поверхности. При этом могло осуществляться два случая, магнитное поле прижимает носители тока к поверхности, концентрируя их, уменьшая толщину плазменного слоя над поверхностью образца.

На поверхности образца поперечное поле индукцией $0,07$ Тл создавалось двумя редкоземельными магнитами, для придания полю однородности магниты были помещены в железное ярмо. Вектор индукции магнитного поля был перпендикулярен вектору напряженности электрического поля. Образцы исследуемых

диэлектриков (фторопласт и оргстекло (ПММА) зажимались между ножевыми электродами, расположенными на расстоянии 2 см.

В результате проведенных экспериментов были обнаружено, что:

1. Поле, вектор индукции которого направлен вдоль пучка, значительно (в полтора-два раза) увеличивает ионный ток, то есть интенсивность плазменного пучка. При увеличении напряженности магнитного поля от 0 до 0,1 Тл, интенсивность пучка увеличивается.

2. Продольное магнитное поле изменяет функцию распределения ионов по скоростям и, соответственно, по кинетическим энергиям, увеличивая число ионов с энергиями $W_i = 300-350$ эВ.

3. Поперечное к ионному пучку магнитное поле, приложенное к разрядному промежутку, вызывает замедление пучка ионов и уменьшение интенсивности ионного пучка. Средняя скорость истечения для оргстекла без магнитного поля ~ 120 км/с, с магнитным полем — 70 км/с, для фторопласта — 80 км/с и 40 км/с.

4. Направление магнитного поля — отжимающее или прижимающее носители тока к/от поверхности — не влияет заметно на скорость ионов пучка от оргстекла.

5. Отжимающее электроны от поверхности магнитное поле замедляет ионный пучок от фторопласта до средней скорости 30 км/с, в то время как прижимающее — до 50 км/с.

6. Хотя скорость пучка ионов для прижимающего и отжимающего магнитного поля изменяется незначительно, пробойное напряжение, как известно из литературы, для прижимающего поля пробойное напряжение уменьшается в несколько раз.

Бескаркасные центробежные солнечные батареи для космических электростанций в проблеме энергетического кризиса и стабилизации погоды

Райкунов Г.Г., Мельников В.М.,
ЦНИИМАШ, г. Королев

Причиной участвовавших наводнений, засух и ураганов является недопустимая нагрузка на экологию окружающей среды со стороны средств наземной энергетики, обеспечивающей непрерывно возрастающие потребности человечества. В Японии, США, Корее и ряде стран Европы в последнее десятилетие интенсивно ведутся работы по проблеме создания солнечных космических электростанций и передаче электроэнергии на Землю. Огромные масштабы выработки электроэнергии в космосе требуют использования нетрадиционных подходов и новейших технических решений, обеспечивающих экологическую чистоту, низкую стоимость и высокую надежность вновь создаваемых космических электростанций.

Во многих странах интенсивно развиваются технологии пленочных солнечных батарей и на многокаскадных структурах с использованием арсенида галлия в ближайшей перспективе ожидается увеличение удельной мощности до 5000 Вт /кг и эффективности до 58%. В силу относительно низкой стоимости при освоенном производстве и удобств использования в космической технике (экологически чисты, не требуют холодильников-излучателей, высокотемпературных контуров и проч.), пленочные СБ несомненно займут видное место в космической энергетике.

Большие преимущества бескаркасных центробежных солнечных батарей над каркасными аналогами открывают новые возможности эффективного решения с их помощью главных энергетических задач текущего века — создания энергодвигательной системы для полёта на Марс, освоения Луны и создания крупномасштабных солнечных электростанций для обслуживания производств в космосе и трансляции электроэнергии на Землю [1]. Предельные размеры центробежных конструкций оцениваются в 100-10000 км и нет геометрических ограничений в обозримых практических задачах их использования. В настоящее время Россия имеет приоритет над другими странами в разработке центробежных бескаркасных конструкций, который необходимо всемерно развивать и укреплять, что может сделать Российскую космонавтику лидером в решении проблем мирового энергетического кризиса и стабилизации погоды.

Литература

1. Райкунов Г.Г., Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. - 447с.

Разработка двухступенчатого АИПД

Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Нечаев И.Л.,
МАИ, г. Москва

В настоящее время всё более актуальным становится вопрос использования АИПД (абляционный импульсный плазменный двигатель) для корректировки орбит МКА (малый космический аппарат). Перспектива развития этого направления позволяет задумываться о создании новых образцов АИПД с повышенными удельными характеристиками.

Наибольшее распространение в настоящее время имеют АИПД одноступенчатой схемы (коаксиальные и рельсотронные). Ускорение плазменного потока в них осуществляется газодинамической и электромагнитной силами. У этих двигателей в одном разрядном контуре совмещены дозирующие и ускоряющие функции, однако такое

устройство не позволяет существенно повысить какой-либо из параметров АИПД, не ухудшив остальные.

Альтернативой одноступенчатой схеме двигателя является двухступенчатая. Раздельная работа дозирующего и ускоряющего разрядных контуров открывает возможности для регулирования и повышения тяговых и удельных характеристик, таких как тяговая эффективность и удельный импульс тяги.

При разработке новой модели двухступенчатого АИПД в известную схему двигателя были внесены существенные изменения. Катод у разрядных контуров (дозировочного и ускоряющего) стал единый. Разрядный канал сделали по принципу «канал в канале».

Созданная лабораторная модель двухступенчатого АИПД в настоящий момент находится в стадии экспериментального исследования. Полученные результаты свидетельствуют о повышении тяговой эффективности и удельного импульса тяги. Основной проблемой является нестабильная работа (после 7000 импульсов происходит замыкание разрядного канала из-за науглероживания).

В настоящее время мы продолжаем работу по усовершенствованию двухступенчатого АИПД (оформляется патент на изобретение). Основная цель - создание рабочей модели с проработанной технической частью, для возможного последующего практического применения.

Космическая система энергообеспечения наземных объектов

Кузяков Б.А., Пономарев Н.А.
МИРЭА, г. Москва

В настоящее время, наряду с процессами совершенствования традиционных источников энергии, интенсивно разрабатываются альтернативные, включающие космические системы. Разнообразные космические системы энергообеспечения наземных объектов с использованием солнечного излучения (КСЭНОС) содержат необходимые модули: космический мо-модуль сбора и преобразования солнечного излучения, модуль передачи энергии на Землю и наземный модуль приема энергии. Два проекта уже имеют конкретные программы со сроками реализации в 2016-2020 гг. Разработан ряд эффективных КСЭНОС на базе лазеров с солнечной накачкой и передачей энергии на Землю лазерным лучом [1-3]. Несколько опубликованных работ подтверждают возможности реализации базовых процессов в таких лазерах. Например, в работе [3] получены оптимальные условия наработки синглетного кислорода для фуллерен-кислород-иодного лазера с солнечной накачкой. Перспективен проект КСЭНОС на основе хорошо освоенного CO_2 –лазера [2]. Сейчас в мировой техносфере используется более 40 тысяч лазерных установок с мощностью 1-100 кВт в непрерывном режиме, большинство которых применяется для

обработки разнообразных материалов. При этом в КСЭНОС могут быть использованы технически отработанные лазерные блоки и узлы CO_2 –лазеров. Необходимый уровень мощности лазерного пучка КСЭНОС можно обеспечить при использовании комбинации нескольких лазеров или модулей лазер-усилители. Недавно создан эффективный материал ПОМ ZnSe для изготовления высококачественных лазерных оптических элементов, включая крупногабаритные, что повышает конкурентоспособность этого типа лазеров. Кроме того, преимуществом КСЭНОС на базе CO_2 –лазера является отсутствие вредных химических веществ.

Несмотря на относительно невысокий КПД CO_2 –лазеров с солнечной накачкой, ряд перечисленных преимуществ, показывает перспективность их использования в КСЭНОС.

Литература

1. Беспроводные инфракрасные дуплексные системы связи. Проспект ФГУП «Особое конструкторское бюро МЭИ», М., 2005. – 1 с.
2. Лазерная атмосферная линия. Проспект ФГУП НИИ Телевидения, 2007. – 2 с.; www.niitv.ru.
3. Иваненко О.И., Сумерин В.В., Хюппенен А.П. Параметр доступности линии связи как основной критерий эффективности использования атмосферных оптических линий связи (АОЛС). Лазер-Информ, № 9-10 (240-241), 2002, с.10-11.

Расчёт параметров кондуктивных электромагнитных помех на центральных проводниках бортовых кабелей космических аппаратов при воздействии электростатических разрядов

Томилин М.М., Кириллов В.Ю.,
МАИ, г. Москва.

При эксплуатации геостационарных и высокоэллиптических космических аппаратов происходит дифференциальная зарядка их поверхностей, в результате чего, возникают электростатические разряды. Воздействуя на внешние поверхности экранов кабелей, соединяющих различные бортовые приборы и устройства космических аппаратов, электростатические разряды создают кондуктивные электромагнитные помехи, в виде импульсных токов малой длительности. Протекание токов, вызываемых электростатическими разрядами, по экранам бортовых кабелей индуцирует напряжения на центральных проводниках.

Для определения напряжения между центральными проводниками и экранами бортовых кабелей необходимо знать сопротивление связи, которое количественно связывает падение напряжения на единице длины центрального проводника с током, протекающим по экрану.

В докладе описан разработанный алгоритм расчёта напряжений, наведённых на центральные проводники бортовых кабелей. Приведены примеры расчётов, и представлены временные диаграммы напряжений, возникающих на центральных проводниках бортовых кабелей, имеющих различные типы экранов, при условии протекания по их внешним поверхностям импульсных токов различной формы, создаваемых электростатическими разрядами.

Создание 3D математической модели двигателя для исследования НДС с помощью численных методов расчёта в области статической и динамической прочности

Спиридонов С.В., Терешко А.Г., Гусенко С.М.,
НТЦ им. А.Люльки, МАИ, г. Москва

Применение современных методов проектирования и прогрессивные конструкторско-технологические решения, обеспечивают высокие показатели по совершенствованию эксплуатационных характеристик ГТД при уменьшенных затратах, которые охватывают все стадии технической разработки и запуска двигателя в серийное производство.

Создание математических моделей высокого уровня, в основу которых заложен метод конечных элементов, позволяет на ранних стадиях разработки, исследовать поведение конструкции при действии на неё динамических и статических нагрузок возникающих в процессе эксплуатации. Использование КЭ моделей для расчёта элементов конструкций в мощных многофункциональных расчётных комплексах типа NASTRAN, ANSYS, LS-DYNE, способствует решению большого круга задач и проведению комплексного анализа на основании полученных с достаточной точностью расчётных данных.

В настоящее время в НТЦ им. А. Люлька, активно проводятся расчётно-экспериментальные работы для предъявительских государственных сертификационных испытаний «ГСИ» по турбореактивному двигателю поколения 4++ (ТРДДФ) для военной авиации.

Одним из этапов работ, стало создание новой высокоуровневой математической модели с использованием 3-х мерного моделирования статорных и роторных элементов двигателя и тестирования её в различных расчётных модулях, использующих явные и неявные методы расчёта при решении статических и динамических задач – MSC Nastran.

В докладе рассматривается процесс создания данной КЭМ, с последующей верификации её по массе и центру тяжести для определения деформаций статорных и роторных элементов двигателя при воздействии эксплуатационных нагрузок на расчётном полётном режиме ЛА – выход из пикирования. Данный расчётный полётный

режим выбран из-за наличия высоких значений угловых и линейных перегрузок.

В результате расчёта, были получены величины напряжённо-деформированного состояния всех элементов двигателя. Также были построены графики зависимостей перемещений элементов статора - в расчётных точках от мест расположения шпангоутов планера самолёта и ротора, в местах расположения опор.

В связи с тем, что в последнее время размеры используемых КЭМ выросли в несколько раз, а уровень и спектр решаемых задач существенно расширился, то для более быстрой и продуктивной реализации данных задач, всё большая возникает необходимость использования суперэлементов. Весьма широкое применение суперэлементов, при моделировании больших и трудоёмких КЭМ, используется в аэрокосмической отрасли. Применение суперэлементов позволяет существенно снизить затрачиваемые ресурсы для проведения расчёта на ЭВМ и при этом учитывать все необходимые массово-инерционные характеристики проектируемых узлов и элементов двигателя.

Также в данном докладе рассматривается методика преобразования данной КЭМ двигателя в суперэлементы и дальнейшей интеграцией её в расчётный модуль Rotordynamics - MSC Nastran для проведения расчётов роторной динамики.

Дальнейшее использование данной КЭМ позволит отрабатывать новые методики расчёта что, позволит выйти на более эффективный и современный уровень проектирования ГТД.

Исследование соединения диска с ротором турбокомпрессора в процессе работы

Нижегородцев В.В.,
СГАУ, г. Самара

В процессе эксплуатации агрегата ГТК-10-4 имеют место случаи интенсивного госта вибраций в осевом направлении на опорном подшипнике ротора турбокомпрессора высокого давления. Был проведен расчет роторной динамики, но причина повышенных вибраций так и не была выяснена.

Настоящая работа посвящена конструкторскому анализу соединения диска турбины высокого давления с ротором компрессора высокого давления. Соединение рабочего колеса с валом – вильчатого типа.

Анализ посадки проводился в два этапа. Первый этап – это расчет значений натягов при нагретом диске, а второй – расчет удлинений в месте посадки, возникших от растяжения диска под действием центробежных сил.

Расчет натягов при нагретом диске

При работе двигателя происходит нагрев диска турбины. Несмотря на то, что соединение находится далеко от горячего газового потока, в нем все же происходит нагрев примерно до 540К. Т.к. детали в соединении сделаны из разных металлов, и имеют разные коэффициенты линейного расширения, то нагрев может изменить значения натягов. В данной работе были рассчитаны натяги в соединении при нагретом диске.

В результате данного расчета получается, что в некоторых посадках значение натяга не изменяется, а в других натяг увеличивается. Большого зазора ни в одном сопряжении не возникает. Следовательно, нагрев соединения вала компрессора с диском турбины не снижает надежности работы.

*Расчет удлинений диска от центробежных сил
в месте соединения с валом*

При вращении диска в нем возникают напряжения от действия центробежных сил, что вызывает деформацию диска. Нас интересует величина деформации в радиальном направлении, потому что она может изменить значение натяга в посадке. Для упрощения в качестве расчетной модели был взят диск постоянной толщины с внешней нагрузкой от лопаток и без центрального отверстия.

Из проведенных расчетов следует, что на рабочих частотах ($\omega=539$ рад/с) значение перемещения u_r не превышает значения натяга, заданного при сборке, поэтому потери связи ротора турбокомпрессора с диском не происходит. Также следует отметить, что с ростом температуры натяг в посадке увеличивается, а u_r его компенсирует.

Была рассмотрена возможность появления остаточных радиальных деформаций в диске, но напряжения, которые испытывает диск, меньше предела пропорциональности. Поэтому остаточных деформаций нет.

Расчет эффективной теплопроводности элементарной ячейки с помощью «действия»

Василевский Д.В., Симахин Е.А., Спирин Г.Г.,
МАИ, г. Москва

Структура дисперсных материалов моделируется с помощью элементарной ячейки, передающей наиболее характерные черты теплопереноса в материале. В этом заключается принцип обобщенной проводимости. Строгий расчет теплопереноса в ячейке в условиях трехмерной тепловой задачи сопряжен с большими трудностями. В данной работе рассматривается новый подход, основанный на использовании такой характеристики, как «действие». Это аналог энергии электростатического поля. Данная аналогия оправдана в силу тождественности уравнений теплопроводности и электростатики (уравнение Лапласа).

В условиях линеаризации температурного поля, т.е. замене криволинейных линий тока прямыми отрезками, расчет сводится к решению алгебраических уравнений. Данный подход применен для расчета эффективной теплопроводности ячейки с замкнутым включением произвольной формы, а так же для систем с взаимопроницающими компонентами. Погрешность расчета не превышает 10% даже для такого неблагоприятного случая, когда теплопроводность компонент ячейки отличается на порядки.

Методические особенности определения остаточного ресурса конструктивных элементов летательных аппаратов и их элементов

Демидов А.С., Кашелкин В.В.,
МАИ, г. Москва

Целью работы было определение остаточного ресурса образцов балочного типа, изготовленных из магния, дюралюмина, нержавеющей стали. В процессе испытаний определялись амплитудно-частотные характеристики: собственная частота, логарифмический декремент, размах колебаний. На базе этих испытаний и с учетом идеализированной модели поврежденности материалов Ю.Н. Работнова была создана гипотетическая модель, в которой учитывались характеристики реальных материалов.

В процессе испытаний каждого балочного образца до разрушения на частоте, несколько превосходящей его низшую собственную частоту, проявился важный с методической точки зрения эффект: по мере приближения к разрушению вследствие изменения внутренней структуры образца его собственная частота и размах колебаний уменьшались, а декремент, как правило, увеличивался. При этом величина перегрузки, которой подвергался образец, также уменьшалась. Низшая частота собственных колебаний уменьшалась вследствие накопления поврежденности, а размах колебаний уменьшался вследствие уменьшения нагрузки, действующей на образец. По результатам испытаний были получены функции изменения этих величин (модальных характеристик) в зависимости от числа циклов колебаний, что позволяет оценивать реальный ресурс конструктивных элементов. Рекомендации по практическому использованию гипотетической модели изложены в одной из наших опубликованных работ.

В процессе испытаний до разрушения был проверен также вариант, когда частота возбуждения образцов была несколько ниже первой собственной частоты колебаний. При этом собственная частота образцов по мере приближения к разрушению также уменьшалась, а амплитуда собственных колебаний сначала возрастала. После прохождения резонанса амплитуда уменьшалась. Последний вариант

испытаний показывает, что независимо от того, где находится частота возбуждения – выше или ниже собственной частоты образца – накопление поврежденности можно описать одной и той же предлагаемой моделью. В ней параметр поврежденности содержится в выражении для момента инерции образца.

Создание системы квалификации изделий из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Анализ методик испытаний

Забулонов Д.Ю.¹, Мыктыбеков Б.², Ухов П.А.,³

¹ НИИСУ, г. Москва, ,

² ЦИАМ г. Москва,

³ «МАТИ»-РГТУ им. К.Э. Циолковского, г. Москва

Создание системы стандартов по методам испытаний полимерных композиционных материалов (ПКМ), а также конструкций на их основе является важной составляющей разрабатываемой системы квалификации изделий из ПКМ. Спектр применения данных изделий весьма широк, однако их использование в высоконагруженных элементах энергетических установок авиационных систем сдерживается невозможностью верифицировать свойства изготавливаемых конструктивных элементов. В связи с этим особый интерес представляет проведение анализа существующих методик испытаний и разработка на его основе соответствующих авиационных (отраслевых) и национальных (государственных) стандартов.

В ходе выполнения работы основной акцент был сделан на изучение уже застандартизованных широко применяемых международных технических решений. Предварительный анализ показал, что существующие в настоящее время стандарты в основном посвящены методам испытаний образцов многослойных материалов и сотовых конструкций. В то же время большинство разрабатываемых проектов стандартов посвящено методам испытаний готовых конструктивных элементов, что является актуальным (наиболее правильным), так как свойства, реализованные в конструкции, могут значительно отличаться от свойств исходных материалов.

Существующие стандарты позволяют определить все механические характеристики для монослоя из ПКМ. Однако в случае необходимости определения механических характеристик изделия из ПКМ этих стандартов оказывается недостаточно. Это, в первую очередь, связано с тем, что данные стандарты определяют механические свойства при плоском нагружении. Однако в некоторых случаях, из-за сложной криволинейной структуры, знание свойств каждого монослоя не позволяет определить механические свойства всего пакета в направлении, нормальном к плоскости монослоя. В этом случае также недостоверны данные, полученные вырезанием части образца, так как

механические свойства такого пакета меняются и по длине, и по высоте. Это объясняется дополнительным влиянием геометрии на механические свойства образца.

По результатам работы установлена степень соответствия методик оценки механических характеристик изделий из ПКМ в отечественных и международных нормативных документах (стандартах). Создание системы квалификации авиационных изделий из ПКМ позволит обеспечить выполнение контрактов с ведущими зарубежными фирмами по изготовлению элементов конструкций импортных самолетов, и повысит качество выполняемых работ для российской авиационной техники (например, для изделий MC-21 и SSJ), одновременно облегчив ее сертификацию по международным требованиям.

Решение задачи оценки вибрационной напряженности трубопроводов с внешним кожухом в составе ГТД

Катеринич М.А.,

Мотор Сич, Украина, г. Запорожье

Неотъемлемой частью конструкций современной техники, к которой относятся и газотурбинные двигатели (ГТД), являются трубопроводы. Их надежность и безотказность в решающей степени определяют их работоспособность в целом.

По данным статистики [1] до 65% всех отказов и неисправностей авиационной техники связаны с работой масляных, топливных и воздушных систем. Из них до 40% приходится на масляные и топливные системы. Наиболее слабыми элементами этих систем оказываются трубопроводы и их соединения [2].

Коллектора топливной системы, как правило, имеют внешний кожух. Такая конструктивная особенность связана с опасностью утечки топлива, что в свою очередь может привести к его возгоранию. Для таких трубопроводов нужна особая методика определения запаса усталостной прочности, которая бы учитывала их многослойность.

Кроме того форма некоторых трубопроводов, например, топливного коллектора, не исключает возникновение статических напряжений при их монтаже, что вносит некоторую неопределенность в оценку вибрационной напряженности таких трубопроводов.

Подход к препарировки трубопроводов с внешним кожухом, позволяющий разместить тензодатчики как на внешнем кожухе, так и непосредственно на самом трубопроводе дает возможность получить полную картину вибрационной напряженности таких трубопроводов [3]. Однако при использовании данного метода тензодатчики на трубопровод устанавливают через монтажные окна во внешнем кожухе. Следует учитывать это изменение конструкции, что вносит некоторые коррективы в методику оценки вибрационной напряженности.

Проведенные работы по тензометрированию топливного коллектора подтвердили возможность полной оценки вибрационной напряженности трубопроводов с внешним кожухом предлагаемым методом.

Список литературы:

1. Куликов Ю. А. Динамика трубопроводов летательных аппаратов - Йошкар-Ола, 1995, 282 с.
2. Старцев Н. И. Трубопроводы газотурбинных двигателей. – М., Машиностроение, 1976, 272 с.
3. Сидоренко М.К. Виброметрия газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1973. 224 с.

Численное исследование силового гидроцилиндра авиационного двигателя

Коева А.А., Петров П.В.,
УГАТУ, г. Уфа

Гидроцилиндры в системах ЛА используются в качестве силовых элементов управления закрылками самолета, приводов ротации, управления поворотом сопла в авиационных двигателях и т.д. Для правильного и эффективного функционирования всех систем управления ЛА необходимо осуществлять оптимальный выбор наиболее эффективных параметров гидроцилиндра. Для этого необходимо применение математического моделирования, поскольку в этом случае появляется возможность предварительно оценить работу конкретного устройства, его поведение, а также влияние его характеристик на эффективность работы всей системы в целом при различных эксплуатационных ситуациях.

Таким образом, изначально необходимо разработать математическую модель гидроцилиндра, которая позволит исследовать динамику устройства, а, соответственно, заранее отследить влияние основных факторов на изменение его параметров во времени.

В ходе проведения НИР, в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы, была разработана нелинейная математическая модель силового гидроцилиндра. Модель состоит из следующих основных уравнений: уравнения движения поршня гидроцилиндра с массой, уравнения баланса расходов на входе в гидроцилиндр, уравнения баланса расходов на выходе из гидроцилиндра, функций пользователя определения нагрузки на гидроцилиндре и площади открытия регулируемого дросселя.

Не стоит забывать, что несмотря на свои достоинства, численный эксперимент имеет свои ограничения, которые могут привести к неэффективным затратам времени и ресурсов или даже к получению ошибочных результатов, поскольку применимость результатов

вычислительного эксперимента ограничена рамками принятой математической модели. Поэтому надежным критерием, подтверждающим достоверность вычислительного эксперимента, является физический эксперимент. Верификация математической модели проводилась по результатам натурного эксперимента на стенде «Диагностика и идентификация гидросистем с комплектом гидрооборудования».

Анализ полученных результатов, оформленных в виде обобщенных теоретико-экспериментальных характеристик, показал, что расхождение значений теоретических и экспериментальных данных лежит в пределах 5 – 7 %. Таким образом, разработанная математическая модель гидроцилиндра практически в полной мере адекватна реальному объекту.

Создание математических моделей и программ расчёта, в максимальной степени точно описывающих реально протекающие процессы, позволит в конечном итоге реализовать идею замены огневых стендовых испытаний математическим моделированием на электронно-вычислительной машине, а значит сократить временные и денежные затраты.

Математическое моделирование предельного теплообмена за счёт турбулизации потока при турбулентном течении в плоских каналах с турбулизаторами на обеих поверхностях

Лобанов И.Е.,
МАИ, г. Москва

В данной работе рассмотрен случай установки симметрично расположенных одинаковых турбулизаторов на обеих сторонах плоского канала, для которых реализуется симметрия геометрии канала и симметрия течения. Может возникнуть несимметричный режим течения, который здесь не рассматривается, поскольку он менее распространен и нехарактерен для предельного случая. При моделировании предельного теплообмена для плоского канала, интенсифицированного двойными турбулизаторами будут справедливы все допущения, принятые при расчете предельного теплообмена для круглых труб и кольцевых каналов с турбулизаторами, но радиус максимальной скорости будет расположен на оси плоского канала. Расчет предельного теплообмена в плоском канале с симметричными двойными турбулизаторами сходен со случаем плоского канала с турбулизаторами на одной стороне плоского канала, но обладает определенными особенностями. Аналогичным образом поток разбивается на вязкий подслои и турбулентное ядро и интегрируется для детерминирования среднерасходной скорости. Анализ приведенных расчетных данных для предельного теплообмена—гидросопротивления

для плоских каналов с двойными турбулизаторами потока показывает, что достижение незначительного превышения предельного теплообмена над плоскими каналами с односторонними турбулизаторами потока сопровождается большим превышением предельного гидравлического сопротивления, что указывает на редукцию двойных турбулизаторов по отношению к односторонним в отношении вышеуказанного параметра. Те же выводы имеют место и для неопредельных случаев теплообмена, рассмотренных. Для плоского канала — как с односторонними, так и с двойными турбулизаторами — уже нет областей с преобладанием переноса теплоты над переносом импульса, отсутствует область снижения преобладания переноса импульса над переносом теплоты, характерная для круглой трубы. Последнее есть дополнительный довод для редукции плоского канала — как с односторонними, так и с двойными турбулизаторами — по отношению к круглой трубе. Разработана теоретическая модель расчета и получены аналитические зависимости предельного теплообмена и гидросопротивления для плоского канала с двусторонними турбулизаторами с двусторонним обогревом в зависимости от режимов течения теплоносителя, а также граничных условий теплообмена. Значения относительного предельного теплообмена для плоских каналов с двусторонними турбулизаторами незначительно выше, чем для односторонних, определенно несколько выше, чем кольцевых и всегда ниже, чем для круглой трубы, однако, это превышение обусловлено более высоким повышением предельного гидравлического сопротивления. Для всех видов плоских каналов предельный перенос теплоты не может преобладать над переносом импульса, в то время как для круглых труб в определенной области чисел Рейнольдса это возможно.

Современные методы расчета среднего температурного напора в перекрестно-точных теплообменных аппаратах с неперемешивающимися средами

Лобанов И.Е., Флейтлих Б.Б.,
МАИ, г. Москва

В настоящей работе рассматриваются современные методики расчета среднего температурного напора при перекрестном токе теплоносителей в теплообменных аппаратах с неперемешивающимися средами. Проводится анализ методов расчета с целью оценить их актуальность для современной термометрии.

Объектом рассмотрения является алгоритмизация наиболее точного из проанализированных аналитического решения задачи распределения температур в применении к теплогидравлическому расчету высокоэффективных компактных теплообменных аппаратов.

В процессе выполнения работы разработана алгоритмизация существующих методов расчета среднего температурного напора в одноходовых перекрестно-точных теплообменных аппаратах с неперемешивающимися средами, произведена оценка методов с целью сравнения результатов расчета, а также решение, наиболее отвечающее требованиям современной термометрии, встроено в методику теплогидравлического расчета высокоэффективных пластинчато-ребристых теплообменных аппаратов.

Также в работе приведены общие рекомендации по составу оснастки для разработки, модификации и функционирования алгоритмов расчета. На основе результатов анализа существующих методов расчета среднего температурного напора при перекрестном токе теплоносителей в теплообменных аппаратах с неперемешивающимися средами приведены недостатки этих методов.

Предложенные методы и алгоритмы использованы при разработке новых и модификации существующих конструкций высокоэффективных пластинчато-ребристых теплообменных аппаратов ОАО «НАТИ».

Развитие газотурбинных установок в работах В.Л. Самсонова и их перспективы

Арбеков А.Н., Леонтьев А.И.,
МГТУ им. Баумана, г. Москва

В течение почти сорока лет в МГТУ имени Н.Э. Баумана под руководством Владимира Леонидовича Самсонова велись работы по созданию космических замкнутых газотурбинных установок, в ходе которых были разработаны и обоснованы конструктивные схемы, компоновочные решения установок, спроектированы, изготовлены и отработаны критические узлы установок. Для их испытаний были созданы уникальные стенды.

Используя опыт отработки критических узлов, был создан и испытан первый наземный прототип солнечной замкнутой газотурбинной установки (ЗГТУ), который отработал на стенде в МВТУ имени Н.Э. Баумана 2000 часов, выдержав более 250 циклов «пуск-останов». Во время одного из запусков установка проработала непрерывно 200 часов. При этом ее электрическая мощность достигала 3 кВт, а кпд - 24 %.

Были созданы уникальные технологии штамповки и пайки матриц пластинчато-ребристых теплообменников, диффузионной сварки роторов генераторов Райса-Ланделла, нарезания муфт с круговым зубом.

В.Л. Самсонову удалось создать мощную кооперацию, в которой были задействованы десятки предприятий космической, авиационной, транспортной и атомной промышленности.

В дальнейшем были разработаны концептуальные и технические проекты ЗГТУ для космических аппаратов различного назначения, в том числе солнечных криоэнергетических установок низкоорбитальных долгоживущих спутников, ядерных энергодвигательных установок для телекоммуникационных энергонасыщенных спутников, солнечных и ядерных энергоустановок для пилотируемых межпланетных экспедиций и напланетных баз.

Выполненные проекты показали реализуемость газотурбинных энергоустановок как при использовании существующих технологий, так и технологий ближайшего будущего

В настоящее время продолжают работы по всем указанным выше направлениям и проводится отработка критических узлов. Испытывается система запуска турбогенератора-компрессора с использованием частотного преобразователя, расширяется диапазон режимов течения в теплообменных аппаратах, отрабатываются ступени компрессора.

Полученные результаты послужат базой для создания перспективных космических энергоустановок, в том числе и энергодвигательной установки транспортно-энергетического модуля.

Исследование виброакустических характеристик системы регулирования двигателя НК-12СТ

Миронова Т.Б., Прокофьев А.Б., Шахматов Е.В.,
СГАУ, г. Самара

Двигатель НК-12СТ является турбовальным газотурбинным двигателем, предназначенным для привода нагнетателей газоперекачивающих агрегатов компрессорных станций магистральных трубопроводов большой протяженности. На сегодняшний день нагнетатели НК-16СТ и НК-12СТ составляют порядка 34% мощности газоперекачивающих агрегатов стран СНГ.

В связи с совершенствованием топливотрегулирующей системы двигателя НК-12СТ из нее были исключены такие агрегаты как дозатор газа ДГ-12, регулятор оборотов ОГ-12 и стопорный клапан. Выполнение функций, за которые отвечали данные агрегаты, приняла на себя система электронного управления. Из агрегатов топливотрегулирующей системы остались редукционный клапан, ограничитель оборотов свободной турбины ОГ-8-4 и сигнализатор давления МСТ-15С. Рабочей средой топливотрегулирующей системы является масло, подаваемое из системы смазки двигателя насосом агрегатов регулирования.

Из-за уменьшения количества потребителей в топливотрегулирующей системе, расход масла уменьшился, а давление масла на золотник редукционного клапана на рабочих режимах возросло. Это привело к изменению режима работы редукционного клапана (РК), который при

уменьшении или увеличении давления масла на входе в РК увеличивает или уменьшает слив масла для поддержания давления в системе двигателя равного 3 МПа. Упрощение конструкции топливотрегулирующей системы сопровождалось изменением ее динамических свойств и привело к снижению надежности. На рабочих режимах двигателя были отмечены случаи разрыва трубопровода в месте его крепления к маслонуасосу агрегатов системы регулирования.

Для определения причин разрыва трубопровода на базе ОАО «СКБМ» на полунатурном стенде, имитирующем топливотрегулирующую систему двигателя НК-12СТ, были проведены экспериментальные исследования виброакустических характеристик элементов и агрегатов данной системы.

Анализ результатов, полученных с помощью экспериментальных исследований, позволил определить режимы наименьшей виброакустической нагруженности агрегатов топливотрегулирующей системы. Были предложены мероприятия по снижению виброакустической нагруженности элементов топливотрегулирующей системы: изменение диаметра жиклера в сливной магистрали, изменение конфигурации трубопроводов, установка дополнительной опоры трубопровода. На полунатурном стенде, имитирующем топливотрегулирующую систему проведены экспериментальные исследования, подтвердившие эффективность предложенных мероприятий. Дальнейшее развитие работы заключается в оценке эффективности предложенных мероприятий на натурном двигателе.

Гидравлический и тепловой расчет щеточного уплотнения методами вычислительной гидрогазодинамики

Гумерова Л.Э., Брыкин Б.В.,
МАИ, НТЦ им. А.Льюльки, г. Москва

Главной тенденцией развития двигателестроения является увеличение эффективности и надежности газотурбинных двигателей (ГТД). Повышение экономичности ГТД напрямую связано с уменьшением внутренних потерь. Утечка каждого процента расхода газа в радиальный зазор приводит к равному по величине в процентах уменьшению КПД ступени турбины.

Для уменьшения утечек в ГТД традиционно используют бесконтактные уплотнения, основным преимуществом которых является неограниченный ресурс. Однако во время запуска, останова или даже при прохождении через критические вибрации при нормальной работе двигателя, лабиринтное уплотнение (ЛУ) может быть повреждено при контакте с ротором. По этой причине ЛУ всегда работают с увеличенным зазором, а, следовательно, и с повышенными перетечками.

Повысить уплотняющие свойства при одновременном снижении массы конструкции можно благодаря применению щеточных уплотнений (ЩУ). ЩУ устойчивы к смещению вала двигателя и уровню вибраций, обеспечивают минимальные утечки на всех режимах работы.

В данной работе рассматривается обтекание модельной 4-рядной щеточной матрицы с заданием зоны контакта между волосками и статорной частью. При помощи программного комплекса ANSYS-CFX моделируются процессы, возникающие при работе уплотнения. Подготовка моделей производилась в CAD программе Unigraphics NX, с последующим экспортом в программу-сеткопостроитель ANSYS ICEM CFD v.11.

На основе математического моделирования проведена оценка возможностей ПК ANSYS CFX для расчета щеточных уплотнений, а именно определены способы задания ГУ, размерность сеточных моделей. Было проведено сравнение расчета с результатами, полученными с использованием других методик. Определено распределение коэффициента теплоотдачи α по окружности волоска.

Исследование лабиринтных уплотнений методами вычислительной гидрогазодинамики

Брыкин Б.В., Гумерова Л.Э. - НТИЦ им. А.Льютки, г. Москва,
Леонтьев М.К. - МАИ, г. Москва

Постоянно растущая производительность вычислительной техники и совершенствование численных методов увеличивает список решаемых методами компьютерного моделирования задач. Одной из актуальных проблем при проектировании ГТД на сегодняшнее время является повышение его экономичности. Увеличение КПД двигателя напрямую связано с уменьшением «паразитных» перетечек рабочего тела в компрессоре и турбине. Для снижения перетечек применяются различные виды лабиринтных уплотнений (ЛУ), и практически все они являются потенциальным источником повышенных вибраций и потери устойчивости роторных систем вследствие аэродинамических циркуляционных сил в них возникающих.

В докладе представлены результаты работы по исследованию течения газа в лабиринтных уплотнениях и определению значения циркуляционной силы при движении ротора на стационарном режиме в условиях круговой прецессии. Газодинамические расчеты проводились в программном комплексе ANSYS-CFX. Рассматривались модели ЛУ с равномерным зазором по окружности и модели, имитирующие эксцентриситет. Подготовка моделей производилась в CAD программе Unigraphics NX, с последующим экспортом в программу-сеткопостроитель ANSYS ICEM CFD v.11.

В результате моделирования и анализа были получены картины течения в ЛУ, проведена оценка гидравлических и расходных характеристик ЛУ. Получены аэродинамические упругие коэффициенты, позволяющие в анализе роторной динамики определять границы устойчивости роторной системы.

Особенности влияния на теплообмен ламинарного течения в слабо вентилируемых полостях статорных деталей ГТД

Богомолов Е.Н., Волков Д.А.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Из опыта НПО Сатурн в проектировании современных авиационных газотурбинных двигателей известно, что в системах охлаждения статорных деталей турбин имеются полости, в которых организовано слабонапорное (ламинарное) течение охлаждающего воздуха. Поскольку температуры металла в данных полостях достаточно высоки (порядка 800-1000°C), то наряду с напорным течением охлаждающего воздуха, обусловленным перепадом давлений, приложенным извне, вследствие неоднородного распределения полости возникает свободная конвекция. Наблюдаемое в этом случае движение является результатом взаимодействия вынужденной и свободной конвекции.

Существует три наиболее характерных случая подобных течений:

1. Течение в вертикальной трубе снизу вверх при нагревании воздуха и сверху вниз при охлаждении. Иными словами, когда направление свободной и вынужденной конвекции совпадают.
2. Течение в вертикальной трубе сверху вниз при нагревании воздуха и снизу вверх при охлаждении. В данном случае направления свободной и вынужденной конвекции противоположны.
3. Течение в горизонтальной трубе при нагревании или охлаждении воздуха. В данном случае под действием свободной конвекции частицы воздуха движутся в плоскости, перпендикулярной оси канала, а под действием вынужденного течения эти же частицы одновременно перемещаются вдоль его оси. Такое движение можно схематически представить происходящим по двум винтовым линиям, причем по одной из них вращение направлено по часовой стрелке, а по другой – против.

Третий случай, в отличие от первых двух практически не исследован, однако в системах охлаждения турбин ГТД он встречается наиболее часто, поэтому представляется интересным изучить влияние свободной конвекции на теплообмен в слабонапорных полостях, где организовано ламинарное течение.

В работе проводится анализ существующих данных по теплообмену в условиях вязкостно-гравитационного течения воздуха в вертикальных трубах, а также рассматриваются опытные данные для горизонтальных

труб при ламинарном течении минеральных масел. На основании анализа предлагается подход к решению задачи о взаимном влиянии свободной и вынужденной конвекции при слабонапорном течении охлаждающего воздуха в горизонтальных каналах статорных деталей турбин авиационных ГТД.

Выбор и расчёт базовых параметров автоматических регуляторов АД

Иксанов В.В., Петров П.В.,
УГАТУ, г. Уфа

Как один из этапов проведения НИР в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы, рассматривается автоматизация проектирования систем автоматического регулирования авиационных двигателей, а именно, автоматизированный выбор и расчёт параметров регуляторов, построенных на гидромеханической элементной базе. Современные компьютерные технологии предоставляют в распоряжение практического инженера набор разнообразных средств, позволяющих в короткие сроки извлечь из проекта максимум полезных свойств, выявить возможные тупики и, таким образом, сократить финансовые и временные ресурсы для доводки изделия.

В основе методологии автоматизированного выбора параметров лежит метод математического моделирования. В общем случае задача выбора сводится к определению по соответствующей модели параметров при условии выполнения поставленных на этом этапе требований и ограничений. Однако здесь требуется существенная доработка и упорядочение информационного поля, создание организующей части пакета.

Процесс проектирования систем автоматического регулирования состоит из ряда этапов. На первом – решается задача синтеза всей системы, т.е. совокупности объектов регулирования, регуляторов и вспомогательных устройств; исходными данными этого этапа являются технические требования на необходимые свойства системы при различных видах движения. На втором – осуществляется выбор и расчёт параметров отдельных устройств системы, в том числе регуляторов, рабочих органов, источников питания и других; исходными данными для этого этапа являются результаты предыдущих расчётов. На последующих этапах осуществляется выбор остальных параметров, опытно-конструкторская проработка, компоновка и рабочее проектирование.

Параметры регуляторов также можно разбить на составляющие: основные (базовые), установочные и их производные. Основные параметры определяют конфигурацию регулятора; к ним можно отнести

основные размеры дросселирующих устройств, жёсткости пружин, мембран, сильфонов, диаметры поршней и т. п. К установочным параметрам относятся характеристики сочленения деталей, параметры, отражающие конструктивные особенности и пр.

Информация об автоматизации предконструкторского синтеза систем регулирования отсутствует и потому для решения подобных задач предлагается модернизированный пакет прикладных программ “Hydro mechanical automatic regulator”. Пакет представляет собой интегрированную среду с широким использованием компьютера для решения частных задач анализа и синтеза с целью наиболее обоснованного выбора параметров гидромеханических регуляторов.

Рекуперативная термомеханическая энергетическая установка

Крахин О.И., Зенин В.А.,
МАИ, г. Москва

Целью работы является исследование технических основ создания термомеханической энергетической установки (ТМЭУ), для рекуперации тепловой энергии вызванной потерями в процессе производства, а так же для создания экологически чистых источников энергии использующих естественные источники тепла.

Известно, что сплавы с эффектом памяти обладают способностью пластически деформироваться при охлаждении и восстанавливать исходную форму при нагреве. Это обусловлено протекающими в них структурными превращениями мартенситно-аустенитного типа.

ТМЭУ на основе сплавов с памятью отличаются малой массой, компактностью, бесшумностью, плавностью хода, способностью сохранять работоспособность в различных агрессивных средах и в вакууме.

Существует большое количество схемных решений ТМЭУ на основе сплавов с памятью, однако теоретические исследования в области расчёта и проектирования весьма ограничены, во многом, это связано с отсутствием системного подхода в решении проблемы. Поэтому в большинстве случаев процесс разработки ТМЭУ носит эмпирический характер, приводящий к принятию неоптимальных решений в процессе проектирования, что сдерживает возможность создания эффективных энергетических установок рассматриваемого типа.

Предлагаются схемы построения ТМЭУ на основе сплавов с памятью, работающие с использованием двух сред: жидкость (вода) – нагрев, воздух – охлаждение. Особенность конструкций рассматриваемых установок заключается в том, что движущий момент создается за счет выталкивающих сил.

Одна из рассматриваемых схем ТМЭУ представляет собой установку турбинного типа. По ободу ротора, с помощью спиц, размещены

герметичные пневмоцилиндры, так что их оси вращения сосны с осью ротора. Пневмоцилиндр состоит из цилиндра, поршня и активного элемента (АЭ). В цилиндре создается разрежение ниже атмосферного, так, что при начальном положении поршня равном 0,2 - 0,3 его рабочего хода, давление внутри равно атмосферному. Для обеспечения требуемого режима работы АЭ должен иметь температуру конца обратного мартенситного превращения A_k ниже температуры воды, а температуру конца прямого мартенситного превращения M_k выше температуры воздушной среды.

Процесс погружения пневмоцилиндра в жидкость начинается с момента, когда спица находится в горизонтальном, а поршень в начальном положениях. Полость цилиндра за поршнем заполняется водой. Вес жидкости способствует движению вниз. За время погружения, АЭ нагреваясь, смещает поршень, вытесняя воду из внешней части цилиндра создавая разрежение. В результате появляется выталкивающая сила, и цилиндр поднимается вверх. Охлаждение АЭ происходит при выходе цилиндра из воды, в пределах половины оборота. Вследствие разности давлений в цилиндре, поршень смещается в исходное положение.

Разработана методика расчёта ТМЭУ на основе современных методов термодинамики, газодинамики и математики.

Альтернативная энергетика. Магнитотепловой двигатель (МТД)

Габриелян Д.А.,
МАИ, г. Москва

Доклад посвящен исследованию характеристик магнитотеплового двигателя (МТД), принцип работы которого основан на способности ферромагнетика переходить в парамагнетик при достижении определенной температуры (точки Кюри).

Рассматривается возможность использования альтернативной энергетики (потока воды, газа, энергии солнечного излучения) на ряду с энергией магнитного поля для создания крутящего момента силы.

Ферромагнитные пластины, к примеру, из гадолиния (Gd), выступающие в качестве рабочего тела, закреплены на определенном расстоянии друг от друга на диэлектрическом диске, установленном на валу, по его периметру. Пластина, находящаяся в межполюсном зазоре магнитной системы, получив необходимое количество тепловой энергии от постороннего источника (например, за счет воздействия пара, дымового газа, горячей воды и т.д.), переходит в парамагнитное состояние. В результате этого силы магнитной тяги притягивают к себе следующую ферромагнитную пластину, выталкивая предыдущую пластину, потерявшую ферромагнитные свойства, из межполюсного зазора – происходит поворот диска, на определенный угол. Далее

пластины охлаждаются и цикл повторяется. Происходит вращение диска. Причем для повышения мощности МТД на валу можно установить несколько дисков.

Сравнение теоретических и экспериментальных характеристик фотоэлектрических преобразователей энергии при монохроматическом облучении

Домбровский В.А., Зверьков А.Н., Смахтин А.П., Чуян Р.К.
МАИ, г Москва

Возможность передавать энергию с помощью сфокусированных пучков электромагнитного излучения в СВЧ и оптическом диапазонах является основой создания инженерных систем беспроводной энергетики как одного из перспективных направлений развития современной энергетики. Как показывают многочисленные исследования российских и зарубежных ученых, технический потенциал применений беспроводной энергетики весьма велик как в наземных условиях, так и в условиях космического пространства. Из-за существенного меньших массогабаритных параметров приемно-передающего тракта оптических систем в сравнении с аналогичными системами в СВЧ диапазоне и вследствие отсутствия какой-либо среды в космическом пространстве использование оптического диапазона в большинстве случаев является предпочтительным в сравнении с СВЧ диапазоном.

Известно, что эффективным приемником-преобразователем энергии монохроматического излучения может служить стандартный полупроводниковый фотоэлектрический преобразователь (ФЭП) энергии при выполнении условия, при котором энергия кванта излучения $h\nu$ равна ширине запрещенной зоны полупроводника ΔE . При облучении ФЭП солнечным светом часть солнечного спектра при $h\nu$ меньше ΔE не преобразуется в электрическую энергию, а лишь нагревает ФЭП, а другая часть солнечного спектра при $h\nu$ больше ΔE преобразуется с большими потерями на нагрев ФЭП. Эффективность инженерных систем преобразования солнечного излучения лежит в диапазоне 15...20 %. Ситуация коренным образом изменяется в пользу существенного роста эффективности преобразования ФЭП при выполнении условия $h\nu \approx \Delta E$, когда величина $h\nu$ незначительно превышает ΔE .

Как показывают расчеты, эффективность преобразования ФЭП зависят от выбранной частоты и плотности мощности монохроматического излучения. При этом меняются как рабочая температура ФЭП, так и величина получаемой электрической мощности с единицы площади ФЭП.

В докладе приводятся экспериментальные данные зависимости эффективности преобразования энергии с помощью ФЭП, рабочей температуры и удельной электрической мощности от длины волны монохроматического излучения. Показано, что расчетные значения указанных параметров ФЭП достаточно хорошо согласуются с экспериментальными данными.

5. Информационно-телекоммуникационные технологии

Сверхширокополосные радиолокаторы малой дальности для авиации и космонавтики

Иммореев И.Я.,
МАИ, г. Москва

Рассмотрены основные особенности сверхширокополосных (СШП) радиосистем – новой и быстро развивающейся информационной технологии. Показаны возможности этой технологии по значительному повышению качества и увеличению количества передаваемой и принимаемой информации. СШП радиолокаторы малой дальности (единицы и десятки метров) эффективно используются для дистанционного и бесконтактного наблюдения за живыми объектами, точного определения их координат, а также для определения их физиологических и психофизиологических параметров.

Показана возможность использования полученных технических решений в различных авиационных и космических приложениях. Приведены примеры практического использования СШП радиолокаторов, разработанных Научно-исследовательским Центром Сверхширокополосных Технологий Московского авиационного института, для охраны территорий аэропортов и стартовых площадок ракет, для определения местоположения персонала и оборудования в зданиях или на территории аэропорта и космодрома, а также для дистанционной и бесконтактной проверки состояния сердечно-сосудистой системы летного персонала при предполетном обследовании (скрининге) и для контроля психофизиологического состояния пилотов при выполнении экстремальных заданий на самолетных и вертолетных тренажерах. Даны примеры использования конкретных СШП радиолокаторов и радиосистем.

Метод определения структуры и параметров помех при телеизмерениях

Артемьев В.Ю., Мороз А.П.,
НПО ИТ, г. Королёв,

Разработаны компенсационные методы повышения точности оценок спектральных характеристик телеметрируемых процессов. Они основаны на использовании, в качестве компенсирующего, напряжения или спектра помех, зарегистрированных по зондирующему каналу. Определено возможное повышение точности оценок, условия применения предложенных методов при анализе спектральной плотности мощности, амплитудно–частотного спектра и Фурье-

преобразований телеметрируемых процессов. Для применения методов компенсации помех, обусловленных различными наводками в информационных каналах телеметрической системы в целом, необходимо оценивать характер помех и их параметры.

Для решения отмеченных задач, а также для выполнения операций масштабирования параметров помех измерительного и зондирующего каналов, предлагается использовать метод, основанный на анализе энергетических спектров и взаимных спектров информационных и зондирующих сигналов.

Оценивается нормированный взаимный спектр (функция когерентности) процессов, наблюдаемых информационных и зондирующих сигналов. Показано, что в общем случае анализ значений оценки не позволяет получить полные сведения о характере и параметрах помех. В связи с этим, для получения оценки функции когерентности рекомендуется выбирать такие каналы радиотелеметрической системы, в которых измерительные сигналы статистически независимы. В этом случае оценка функции когерентности будет лучше характеризовать структуру и параметры помех.

Если указанные выше рекомендации по выбору каналов РТС выполнены и значение функции когерентности равно единице, то выходные напряжения каналов обусловлены только когерентными помехами. В этом случае можно применять компенсацию как энергетических спектров, так и мгновенных значений напряжения помех. Предварительно необходимо выполнить операции масштабирования спектров помех, а при использовании метода компенсации мгновенных значений напряжения помех – еще и операции фазирования помех.

Если значение функции когерентности оказывается небольшим, то это означает, что уровень когерентных помех существенно меньше уровня полезных сигналов или некогерентных помех.

Если же значение функции когерентности оказывается достаточно велико, то необходимо провести дополнительный анализ структуры и параметров помех.

Как показали экспериментальные исследования, в наземной подсистеме основным источником когерентных помех обычно является сетевое напряжение питания.

Предлагается использовать оценку функции когерентности для локализации места нахождения источника когерентных помех.

Результаты математического моделирования фазированной антенной решетки с высоким коэффициентом усиления на пригоризонтных углах

Гаврилов А.А., Крылов С.К., Курдюмов О.А.,
НИИ КП, г.Москва

Большинство современных приемников спутниковых навигационных сигналов имеют в составе микрополосковые антенны (МПА) на диэлектриках с диэлектрической проницаемостью 10 – 20. Такие антенны достаточно компактны и, при правильно выбранных размерах и способе возбуждения, обеспечивают высокие показатели по коэффициенту усиления и эллиптичности. Существенным недостатком МПА является относительно узкая диаграмма направленности (ДН), при которой высокий коэффициент усиления (КУ) на призенитных углах сочетается с низким КУ – на пригоризонтных. Вместе с тем сигналы с пригоризонтных спутников позволяют получить более высокую точность определения координат, чем с призенитных. В связи с этим возникает задача увеличения усиления антенн на пригоризонтных углах за счет уменьшения усиления в призенитной зоне.

В настоящей работе была поставлена задача моделирования и изучения свойств микрополосковых ФАР с повышенным КУ на пригоризонтных углах. Исследовались 4-х элементные решетки, обеспечивающие приемлемую азимутальную равномерность ДН.

Рассмотрено несколько вариантов планарных ФАР, отличающихся взаимным расположением излучателей. Рассмотренные варианты при соответствующей фазировке обеспечивают воронкообразную ДН и, тем самым, повышение КУ на пригоризонтных углах. Исследованы поляризационные характеристики этих моделей и выбрана оптимальная.

Кроме планарных решеток был рассмотрен вариант с пространственным расположением излучателей. Микрополосковые антенны излучают преимущественно в направлении нормали к их верхней металлизации. Поэтому МПА в решетке были расположены так, чтобы они излучали в пригоризонтных направлениях. В этой модели получены наилучшие результаты по равномерности коэффициентов усиления и эллиптичности в верхней полусфере без образования воронкообразной ДН.

Метод контроля качества стирания информации в локальных сетях

Фесенко М.В., Кузьминых А.С.,

ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

Прогресс в области информационных технологий, широкомасштабная информатизация всех сфер деятельности требуют постоянного совершенствования методов и средств обеспечения безопасности

информации. Одной из составляющих обеспечения безопасности информации является создание условий ее надежного хранения, обработки, передачи и уничтожения. Потребность в аппаратуре для гарантированного уничтожения информации с магнитных носителей обусловлена необходимостью сохранения режимов ограниченного доступа к документам.

В данной работе рассмотрены методы контроля качества стирания информации с магнитных носителей путем визуализации магнитных полей. Предложен метод и устройство, реализующее надежное стирание информации и обеспечивающее оперативный контроль качества стирания.

Нейро-нечеткий регулятор частоты газотурбинного двигателя

Хижняков Ю.Н., Южаков А.А.,
ПГТУ, г. Пермь

Использование авиационных двигателей в качестве привода бесщеточных синхронных генераторов (БЩСГ) стало одним из важных направлений развития малой энергетики. Эффективность производства электроэнергии любой энергоустановки зависит от совершенства системы автоматического управления силовой установки. Перспективным в этом направлении является применение нейро-нечетких регуляторов частоты, который состоит из фаззификатора и нейронной сети из адаптивных нейронов [1].

Свободная турбина ГТД представляет двумерный регулируемый объект, включающий свободную турбину с БЩСГ, оснащенную датчиком частоты вращения, датчиком крутящего момента, датчиком активной мощности и исполнительным органом расхода топлива G_T .

САР частоты вращения свободной турбины реализована в виде одноконтурной следящей системы с отрицательной единичной обратной связью и «гибкой» положительной обратной связью по частоте вращения свободной турбины ГТД. В данной САР расход топлива G_T изменяется автоматически нейро-нечетким (адаптивным нечетким) регулятором P_G , поддерживающим заданную частоту вращения свободной турбины ГТД. Процесс приемистости сопровождается уменьшением частоты вращения $\omega_{ст}$ ниже заданного значения из-за увеличения активной мощности БЩСГ. Нейро-нечеткий регулятор частоты P_G , парируя снижение $\omega_{ст}$, увеличивает подачу топлива в ГТД.

В докладе представлено описание функций трехслойной нейронной сети адаптивного нечеткого регулятора частоты, разработан алгоритм управления адаптивного нечеткого регулятора частоты вращения свободной турбины ГТД.

Адаптивный нечеткий регулятор частоты исключает ошибку регулирования в статике свободной турбины ГТД.

Литература

1. Дудкин Ю.П. Нечеткое управление – новая мощная технология / Ю.П. Дудкин, Ю.Н. Хижняков, А.А. Южаков // Системы мониторинга и управления: сб. науч. тр. – Пермь: Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2007. – С. 172–179.

Построение автоматизированной системы поддержки процессов ТОиР воздушных судов в авиакомпаниях на базе платформы SAP ERP

Станкевич А.М.
МАИ, г. Москва

В докладе рассматриваются вопросы автоматизации хозяйственных и производственных процессов, связанных с техническим обслуживанием и ремонтом (ТОиР) воздушных судов (ВС), как отечественного, так и иностранного производства, на базе платформы SAP ERP.

Рассмотрена нормативная документация, на основе которой формируется автоматизированная система поддержки процессов ТОиР ВС. К такой документации относится, в частности:

- ГОСТ 18675-79 для ВС отечественного производства;
- спецификация ATA Spec2200 для ВС иностранного производства;
- регламент обслуживания для ВС отечественного производства;
- программа обслуживания для ВС иностранного производства;
- нормативные данные, относящиеся к выполняемым работам ТОиР;
- и т.д.

Выделены три класса функций, которые должны быть реализованы, а именно:

- ведение нормативно-справочной документации;
- планирование работ ТОиР;
- выполнение работ ТОиР.

На основании анализа нормативной документации в рамках платформы SAP ERP выделяется набор необходимых информационных объектов.

В соответствии с указанными классами функций и информационными объектами, показана реализация на базе платформы SAP ERP системы поддержки процессов ТОиР, обеспечивающей автоматизацию следующих процессов:

- ведение структуры ВС как объекта ТОиР;
- ведение регламента/программы ТОиР;
- ведение наработки/ресурсов;
- планирование ТОиР;
- управление выполнением ТОиР.

Оптимизация точности позиционирования подвижных маяков в беспроводных сенсорных сетях

Кудряшов С.В.,
МАИ, г. Москва

Определение координат маяков (подвижных узлов) в беспроводных сенсорных сетях (БСС) выполняется на основе статистической обработки результатов измерений дальности до реперов (неподвижных узлов, чьи координаты заранее известны). В докладе рассматривается одно из возможных решений по оптимизации количества и размещения реперов, обеспечивающих точность позиционирования маяков не хуже заданного уровня в объёме произвольной конфигурации.

В рамках справедливости гипотезы о возможности заполнения кубами объема, в котором выполняется позиционирование маяков, задача сводится к оптимизации размещения реперов в кубе.

Среднеквадратическое отклонение (СКО) оценок координат маяка, находящегося во внутренней области куба, по измеренным дальностям методом наименьших квадратов в условиях равноточности измерений будет, как известно, обратно пропорционально квадратному корню из наименьшего из собственных чисел произведения матриц Якоби (транспонированной на исходную) с коэффициентом, обратным СКО измерений. Матрица Якоби в данном случае представляет собой матрицу частных производных от вектора измеренных дальностей по вектору координат маяка и состоит, таким образом, из единичных векторов направлений с маяка на реперы.

Решение задачи состоит в переборе возможного количества несовпадающих реперов на границе куба (при их общем количестве не менее 4-х для однозначного решения задачи), и в определении их наилучшего положения в смысле минимума максимального СКО позиционирования маяка внутри куба.

Решение может быть использовано не только в БСС, но и в любых других системах позиционирования с неподвижными реперами и подвижными маяками.

Вероятностные математические модели для оценки надежности беспроводных сенсорных сетей

Акимов Е.В., Кузнецов М.Н.,
МАИ, г. Москва

Проблема обеспечения надёжности доставки информационных потоков в БСС играет важнейшую роль. Под надёжностью понимается вероятность безошибочной доставки сообщений от всех (или части)

конечных устройств (КУ) в течение всего периода эксплуатации сети. Влияние ряда факторов, среди которых ограниченная емкость источников питания узлов, подверженность помехам среды коммуникации между ними, существенно снижает надежность БСС в целом. Этот показатель во многом определяется характеристиками надежности входящего в её состав оборудования, а также топологией сети, т.е. расположением узлов и порядком коммуникации между ними.

Для получения такой оценки могут быть применены различные методы математического моделирования. Выбранный подход к оцениванию основан на представлении функционирования БСС как марковского процесса, и предполагает использование математической модели надежности передачи данных между двумя узлами БСС, которая, в свою очередь, представляет собой композицию моделей надежности узлов, коммуникаций между ними и механизма их доступа к среде.

Разработанная модель надежности передачи количественно определяет вероятность успешной передачи пакета.

Оценка надежности сети при помощи компьютерного моделирования на этапе проектирования позволяет обеспечить заданные характеристики таких систем, сократив затраты на проведение натурных экспериментов. Практическая ценность состоит в формализации математических моделей компонентов и аспектов функционирования беспроводных сенсорных сетей, предназначенных для оценки их надежности. К недостаткам можно отнести статистический характер получаемых оценок, точность которых определяется реалистичностью и детализацией используемых математических моделей узлов, коммуникаций, внешних воздействий.

Адаптивное функционирование дискретной беспроводной сенсорной сети при обслуживании объекта изменяемой конфигурации

Терентьев М.Н.,
МАИ, г. Москва

Рассмотрим беспроводную сенсорную сеть (БСС), решающую задачу сбора информации при обслуживании объекта изменяемой конфигурации. Под изменением конфигурации объекта обслуживания будем понимать изменение его геометрии, расположения узлов БСС, количества, расположения и интенсивности помех.

Для обеспечения удовлетворительных значений показателей надежности и долговечности предложен метод, решающий три основные задачи.

Первая задача следует из непостоянства конфигурации объекта обслуживания при функционировании БСС. При её решении требуется

обеспечить адаптивное к текущей конфигурации формирование структуры взаимодействия узлов БСС в зависимости от текущих условий их обмена радиосигналами. Для решения данной задачи предложен новый подход к организации взаимодействия узлов, основанный на самоорганизации с использованием их постоянных уникальных адресов.

Второй задачей является обеспечение синхронной смены состояния всех узлов БСС. Показано, что для этого необходимо периодически выполнять синхронизацию часов узлов БСС. С этой целью по сети происходит периодическая рекурсивная рассылка сигналов эталонного времени. Недетерминированные задержки доступа к каналу компенсируются путем измерения и учета их фактических величин. Маршруты распространения эталонного времени фиксируются на время активной фазы и используются при передаче результатов измерений потребителю. Этим обеспечивается комплексное решение двух первых задач.

Третья задача направлена на повышение эффективности синхронизации узлов за счет компенсации нестабильности часов узлов в период сна. С этой целью при выполнении очередной синхронизации оценивается скорость обновления локальных часов по сравнению с часами эталонного узла. Полученная оценка используется при переходе в фазу сна для коррекции вычисляемого момента пробуждения узла.

Для предложенного метода разработаны модель для выбора параметров и инструментальный комплекс для реализации.

Симулятор взаимодействия узлов беспроводной сенсорной сети

Терентьев М.Н., Трушина О.С.,
МАИ, г. Москва

Программное обеспечение беспроводной сенсорной сети (БСС) распределено по ее узлам, поэтому автономное выполнение программы на одном узле не обеспечивает получения характеристик и выявления ошибок взаимодействия узлов. В то же время выявление таких ошибок с помощью натуральных экспериментов зачастую осложнено невозможностью воспроизведения нужных условий работы БСС, отсутствием необходимого оборудования и другими причинами. В таких случаях прибегают к имитационному моделированию БСС.

Протекающие при функционировании БСС процессы могут быть разделены на две группы. Первую группу образуют процессы, развивающиеся на узлах БСС. Эти процессы обусловлены исполнением аппаратурой запрограммированного алгоритма работы узла. Будем называть процессы этой группы *автономным функционированием узла*. Процессы второй группы развиваются в окружающей узлы БСС среде. Эти процессы связаны с изменением полей физических величин, что

важно для БСС, а также с распространением электромагнитного излучения, вызванного, в том числе, передачей сообщений по радиоканалу. Процессы этой группы будем называть *процессами среды*.

Протокол взаимодействия процессов названных групп определяется приемником-передатчиком и датчиками узла БСС. В связи с этим предлагается в задании на имитационное моделирование разделить описание этих групп процессов. Процессы среды протекают в зависимости от конфигурации среды, законов изменения ее характеристик, расположения узлов и их свойств. Рассматривая названные данные как параметры, можно построить модель процессов среды. Эта модель реализована в симуляторе и не предполагает модификацию со стороны пользователя.

Автономное функционирование узлов определяется их характеристиками (мощность передатчика, чувствительность приемника и т.д.) и алгоритмами. Для задания характеристик узлов предлагается использовать *справочник узлов*, представляющий собой коллекцию именованных наборов характеристик. Алгоритмы автономной работы узлов предлагается оформлять в виде программ на одном из языков сценариев. Был проведен анализ различных вариантов организации двунаправленного взаимодействия исполняемого кода процессов среды и программ на языке сценариев. С учетом требования высокой эффективности такого взаимодействия был выбран язык сценариев Lua.

Процессы среды реализуются в виде симулятора взаимодействия узлов БСС, выполняющего передачу сообщений между узлами и изменение характеристик среды во времени в соответствии с заданным законом.

Таким образом, была разработана архитектура симулятора БСС, основанного на раздельном определении процессов среды и автономного функционирования узлов. Для процессов среды реализуется симулятор взаимодействия узлов.

Разработка автономного модуля системы экологического мониторинга

Семилетникова Е.В., Хужоков А.А.,
МАИ, г. Москва

В работах В.В. Цетлина продемонстрирована возможность решения задач экологического мониторинга при помощи фиксации изменения электрофизических и биологических свойств воды. Эти свойства воды изменяются под воздействием космофизических, геофизических и радиационных факторов. Названные факторы приводят, в частности, к изменению сопротивления воды электрическому току, обнаруживаемые при помощи электрохимических ячеек. Электрохимическая ячейка выполнена в виде герметичной емкости, в которую встроены электроды

из тонких стальных или платиновых пластин. Ячейка заполнена водой высокой очистки. На электроды подается стабилизированное напряжение от блока питания. Величина электрического тока через ячейку должна быть зафиксирована для дальнейшей обработки.

Для построения полноценной системы экологического мониторинга необходимо размещение электрохимических ячеек и устройств фиксации электрического тока, объединённых в автономный модуль (АМ), в различных местах земного шара, т.е. необходимо создание сети экологического мониторинга. При этом информация, собранная всеми АМ данной сети, должна стекаться для дальнейшего анализа в единый центр обработки данных (ЦОД).

Для выполнения своих функций АМ должен обеспечивать передачу периодически поступающих данных о токе через ячейку в ЦОД. Предлагается выполнять эту передачу посредством службы GPRS. Соответственно, состав автономного модуля следующий:

1. электрохимическая ячейка;
2. аналого-цифровой преобразователь (АЦП);
3. микропроцессор;
4. модем GPRS.

К АЦП АМ предъявляются высокие требования – он должен обеспечивать выполнение преобразований точности, скорости и количества каналов преобразования. В результате анализа предложений на рынке электронных компонентов был выбран АЦП ADS1258 компании Texas Instruments. В качестве микропроцессора для управления АМ был выбран ATmega128L компании Atmel. В качестве модема GPRS при создании прототипа автономного модуля выбран модем GE-863PY компании Telit. По условиям размещения автономные модули будут обеспечены необходимым питанием.

Программное обеспечение системы экологического мониторинга включает программу АМ, программу для выбранного модема GPRS и программное обеспечение ЦОД.

Таким образом, была разработана архитектура системы экологического мониторинга, состав и схемотехника АМ, изготовлен прототип АМ, разрабатывается его программное обеспечение.

К вопросу о реализации алгоритма узкополосной дальнометрии в беспроводных сенсорных сетях

Ярыгин А.Ю.
МАИ, г. Москва

В программной реализации алгоритма узкополосной дальнометрии, выполненной ранее для узлов беспроводных сенсорных сетей (БСС) типа «Mesnetics Cube», были обнаружены и исправлены следующие недостатки.

Отсутствие контроля доставки ответа на сообщение «pong». В результате этого недостатка маяк, если он не получает ответ на сообщение «pong», оказывается неготовым к продолжению измерений. Данный недостаток был исправлен путем изменения алгоритмов работы координатора и маяка.

Зависание координатора во время ожидания сообщения «pong». Из-за ошибки в коде программы не могло произойти событие «истечение предельного времени ожидания». Этот недостаток был исправлен изменением программы координатора.

Неэффективный алгоритм поиска новых маяков. В случае наличия шумов в радиоканале единственное сообщение поиска, отправляемое координатором, может быть не принято маяком. Этот недостаток был исправлен изменением алгоритма координатора, заключающегося в том, что теперь координатор отправляет сообщения поиска маяка до получения ответа или до истечения установленного предельного количества попыток.

Помимо устранения перечисленных выше недостатков была добавлена возможность по переходу координатора и всех маяков на новый канал. С этой целью координатор передает маякам сообщения, содержащие новый номер радиоканала. Если в случае наличия помех маяк пропускает такое сообщение, то после установленного периода ожидания он выполняет сканирование всех каналов для поиска канала работы своего координатора. Аналогичную процедуру маяк выполняет и после своего включения.

Таким образом, перечисленные исправления и добавление возможности смены канала повысили устойчивость алгоритма узкополосной дальнометрии при работе в условиях помех.

Экспериментальное определение вероятности приёма сообщений в зависимости от соотношения мощностей полезного сигнала и помехи в сетях стандарта IEEE 802.15.4

Попов С.Н., Терентьев М.Н.,
МАИ, г. Москва

Доступ к каналу в сетях стандарта IEEE 802.15.4 осуществляется в режиме конкуренции. Однако, несмотря на применение схемы избежания коллизий CSMA/CA, в некоторых случаях происходит интерференция сигналов двух узлов на приемной антенне третьего узла. Также возможны ситуации приема сообщений в условиях действия помех естественного или искусственного происхождения.

В связи с названными причинами представляет практический интерес вопрос о вероятности битовой ошибки при приеме сообщения в зависимости от отношения энергии бита сигнала к спектральной плотности мощности шума. Для ответа на этот вопрос был создан

экспериментальный стенд, состоящий из трёх узлов, оснащённых соответствующим программным обеспечением.

Один из узлов служит для передачи тестового сигнала. Второй узел предназначен для передачи сигнала-помехи. Третий узел осуществляет прием сигналов и управление стендом. При приеме сообщений от первых двух узлов фиксируется мощность принимаемого сигнала. Установка заданного значения отношения мощностей сигналов происходит путем настройки мощности передатчиков первых двух узлов, а также перемещением узлов в пространстве.

Порядок работы со стендом следующий. Управляющий узел подключается к персональному компьютеру (ПК). По командам с ПК производится грубая настройка нужного соотношения мощностей передатчиков. Точная настройка производится перемещением узлов в пространстве. Далее командой с ПК запускается измерительная сессия, состоящая из заданного количества передач сообщений на фоне шума. Успешность приема сообщения определяется проверкой значения поля контрольной суммы. Результаты измерения выводятся на ПК. Вероятность успешного приема всего сообщения в данных условиях определяется как отношение числа успешно доставленных сообщений к общему числу переданных сообщений.

**Реализация автоматизированной обучающей системы
с возможностью автоматического получения документации,
регламентирующей процесс обучения**

Каченовская С.Г.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание автоматизированной системы обучения (АОС), основная функция которой заключается в поддержке очных курсов, а именно: регламентации и контроле регулярности работы студентов очной формы обучения.

Первым этапом разработки являлось создание модели АОС. При этом был использован процессный подход (фундаментом для построения конкретной АОС является процесс обучения, представленный в формальной нотации): в формальной нотации ARIS разработан типовой процесс обучения; АОС же рассматривалась как организационно-техническая система (ОТС), представляющая собой совокупность организационной системы (преподаватели и студенты), аппаратно-программного комплекса (программная платформа), а также информационной среды (регламенты обучения для преподавателей и студентов и настройки для программной платформы, которые могут быть автоматически получены из процесса обучения, представленного в формальной нотации).

Вторым этапом разработки являлась реализация конкретной АОС на основе созданной модели, которая в свою очередь включала в себя следующие задачи:

- построение в формальной нотации ARIS с использованием CASE-системы ARIS Toolset процесса изучения дисциплины «Моделирование концептуального проекта АС» на основе типового процесса обучения;
- разработку содержания дисциплины в соответствии с построенным процессом изучения;
- выполнение ручных и автоматизированных настроек конкретной программной платформы (в качестве которой была выбрана система дистанционного обучения Moodle);
- разработку ПО для импорта содержимого курса из формализованного процесса изучения данной дисциплины в программную платформу;
- ручное внесение информации, отсутствующей в формальной модели;
- разработку ПО для автоматизированного получения отчетной и регламентирующей документации.
- Результатом выполненной работы является целевая АОС по конкретному курсу, а также инструменты и методология для создания АОС для любой другой дисциплины.

**Конструирование траекторий полета самолетов в базах знаний
бортовых оперативно-советующих экспертных систем**

Корнеев Н.И.,
МАИ, г. Москва

В базах знаний бортовых оперативно-советующих экспертных систем типовых ситуаций полета (БОСЭС ТБС) производится виртуальное моделирование на борту самолета-носителя БОСЭС ТБС развития для заданной стратегии поведения: своего самолета и самолетов (групп) непосредственного ему подчинения, выделенного самолета противника и самолетов (групп) непосредственного ему подчинения.

Стратегия включает в себя возможные варианты траекторий полета для каждого самолета своей группы, непосредственно подчиненного самолету рассматриваемого ранга, а также варианты использования различных средств и способов воздействия на объекты моделирования.

В части траекторной составляющей стратегии возникает задача реализации в БОСЭС ТБС оперативно задаваемого в ней тактического приема (ТП). Для решения этой задачи разработана концепция оперативного конструирования траекторий в базе знаний БОСЭС ТБС. Для реализации этих задач, как при функционировании на борту

самолета, так и при подготовке задуманного перед вылетом ТП, необходим комплекс информационных систем, состоящий из двух платформ:

- Блок конструирования траекторий (БКТ) – как часть базы знаний БОСЭС ТБС, устанавливаемой на борт самолета и функционирующей в бортовой информационной среде самолета;
- Система подготовки траекторий (фрагмент системы подготовки вылета группы самолетов) – комплекс средств, позволяющих формировать и загружать необходимую информацию в БКТ соответствующей БОСЭС ТБС. Комплекс должен обеспечивать подготовку к вылету борта каждого самолета группы.

В докладе детально описан перечисленный набор систем, позволяющих в комплексе поддержать процесс создания, загрузки и воспроизведения траекторий тактических приемов в различных БОСЭС ТБС.

Приводятся примеры и фрагменты моделирования траекторий ТП в базе знаний БОСЭС ДБВ2х2.

Литература.

Стефанов В.А., Федун В.Е. «Бортовые оперативно-советующие экспертные системы (БОСЭС) типовых ситуаций функционирования антропоцентрических (технических) объектов». Москва. Издательство МАИ. 2006. 191 стр.

Проблемы использования ERP систем для поддержки процессов технического обслуживания и ремонта самолетов

Суворов О.А.,
МАИ, г. Москва

В условиях жесткой конкуренции на мировом и отечественном рынке авиаперевозок одной из наиболее актуальных задач современной авиакомпании является снижение затрат на техническое обслуживание и ремонт парка воздушных судов (ВС). Для этого многие компании внедряют ERP-системы, призванные упорядочить и сделать прозрачными все сферы деятельности предприятия.

При внедрении ERP-систем требуется учесть специфические требования той или иной авиакомпании. Это влечет необходимость расширения существующей функциональности присутствующих на рынке систем данного вида. В докладе рассматривается одно из направлений такого расширения, а именно ведение программы обслуживания ВС и компонентов в среде ERP-системы.

Оценка качества предлагаемого расширения определяется следующими критериями:

- время простоя ВС на ТО;
- количество внеплановых замен компонентов;

- количество трудовых ресурсов на обслуживание и ремонт;
- количество материалов необходимых для выполнения работ.
- Решаемые при этом задачи обеспечивают:
- обратную связь между подразделениями, выполняющими ТО и подразделениями формирующими программу обслуживания;
- выявление недоработок в существующей программе обслуживания по вышеуказанным критериям;
- контроль выполнения программы обслуживания и отслеживание затраченных ресурсов на ТО;
- оптимизацию выполнения тяжелых форм обслуживания.

Подходом к решению данной проблемы является разработка информационной модели ведения программы обслуживания в рамках ERP-системы с учетом возможности оценки данных критериев и максимально полно использующей существующие объекты системы.

Модель данных и основные принципы управления КД по изделиям российской разработки в PLM системе

Орешкина М.В., Ксенофонтова Л.Н., Мельник И.И.,
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Внедрение информационных технологий на ОАО «НПО «Сатурн» основывается на принципах CALS-технологий и обеспечивает комплексную интеграцию процессов на всех этапах жизненного цикла изделия в соответствии с требованиями государственных стандартов серии ЕСКД, СРПП.

Выполнение ОКР включает следующие этапы:

- разработка эскизного проекта;
- разработка технического проекта;
- разработка рабочей документации для изготовления опытного образца изделия;
- изготовление опытного образца изделия и проведение предварительных испытаний;
- проведение государственных испытаний (межведомственных испытаний);
- утверждение рабочей конструкторской документации для организации промышленного производства.

На каждом из этапов обеспечивается возможность создания и хранения выпускаемой конструкторской документации, а также расчетных данных, данных результатов испытаний и основанных на них отчетных документов.

В ОАО «НПО «Сатурн» на этапе ОКР внедрен процесс управления конфигурацией опытных двигателей в PLM-системе.

Для реализации проекта разработана модель данных обеспечивающая следующие требования и принципы:

- управление информацией об изделиях (сборочных единиц, деталей и т.д. – предметах производства);
- управление документацией, описывающих изделие (электронной модели изделия, чертежей в электронной форме и другие документы);
- обеспечение параллельного инжиниринга при разработке моделей и чертежей;
- прослеживаемость процесса создания и изменения технического определения изделия (с использованием механизма управления модификациями изделия);
- формирования электронной структуры изделия с возможностью назначения различных условий применяемости;
- конфигурирование состава «как запланировано» опытного двигателя для конкретного вида испытаний;
- формирование и передача актуальной информации для систем планирования и управления производством.

Практика применения IT – технологий в преподавании физики авиационного вуза

Третьякова О.Н.,
МАИ, г. Москва

Использование интернет - технологий при разработке компьютерного практикума дает возможность включать элементы дистанционного обучения в систему обучения студентов физике студентов МАИ. Опираясь на разработку, описанную в статье [1], создан комплект трехмерных лабораторных работ для дистанционного выполнения. Для каждой лабораторной работы написан код управляющий программы, создана система проверки результатов выполнения лабораторных работ, работы выложены на сайте кафедры физики МАИ www.kaf801.ru.

Для подготовки к использованию программного комплекса необходимо: 1) получить логин и пароля в разделе «Личный кабинет бухгалтера» на сайте www.kaf801.ru; 2) установить на компьютер пользователя библиотеки: «*Microsoft.NET Framework 3.5 Servis Pack 1*», «*Microsoft Visual C# 2008 Express*» и «*XNA Game Studio 3.0*»; 3) установить на компьютер пользователя программную оболочку «*Laborant client*» из раздела «Лабораторные работы» сайта www.kaf801.ru.

Этапы выполнения лабораторной работы студентом:

Шаг 1. Запуск оболочки «*LaborantClient*» на компьютере пользователя;

Шаг 2. Загрузка с сервера на компьютер пользователя работы, выбранной из списка всех доступных на сервере лабораторных работ;

Шаг 3. Запуск лабораторной работы;

Шаг 4. Авторизация пользователя;

Шаг 5. Выполнение лабораторной работы;

Шаг 6. Занесение полученных результатов в таблицу;

Шаг 7. Проверка правильности полученных и введенных результатов.

Литература:

1.Третьякова О.Н.«О разработке варианта использования информационных технологий в преподавании физики в техническом вузе. // Журнал *Физическое образование в вузах*. Т.16, № 1, 2010.с.69-81.

Применение комплекса САПР для разработки КД в электронном виде

Зими́на Е.П., Васи́льев М.В.

ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

Организация процессов разработки, производства, эксплуатации изделий путем информационной поддержки процессов жизненного цикла и безбумажного электронного документооборота и обмена данными, является создание центра сквозного автоматизированного проектирования, содержащее ограниченное число САПР.

Современные радиоэлектронные системы (РЭС) состоят из широкого спектра разрабатываемых устройств как по типу применяемого сигнала: аналоговый, цифровой, СВЧ, так и по функциональному назначению: антенны, антенно-фидерные устройства, приемные и передающие устройства. Для реализации таких систем требуются различные специализированные системы автоматизированного проектирования (САПР).

При создании и внедрении центра сквозного автоматизированного проектирования, реализация процесса разработки конструкторской документации (КД) от выдачи технического задания (ТЗ) до получения полного комплекта КД на изделие, ее документооборота в электронном виде с привязкой к системам САЕ на производстве.

В результате внедрения сквозного автоматизированного проектирования получаем следующие результаты: сокращение сроков разработки КД; уменьшение числа ошибок в КД; сокращение затрат на поиск, учет, хранение, размножение и корректировку КД; сокращение сроков передачи документации на заводы изготовители.

Инфокоммуникационная технология управления группировкой беспилотных летательных аппаратов

Моисеев В.С., Гушина Д.С., Шафигуллин Р.Р.,
КГТУ им. А.Н. Туполева, респ. Татарстан, г. Казань

Перспективной формой военного и гражданского применения беспилотной авиации является использование крупных группировок БЛА различного назначения.

Решение проблемы управления такими группировками должно осуществляться в следующих взаимосвязанных направлениях:

1. разработка структуры и функций системы управления группировкой БЛА;
2. разработка инфокоммуникационных технологий (ИКТ) процессов управления группировкой БЛА.

Для решения этой проблемы предлагается использовать теоретико-множественную модель мобильной распределенной интегрированной информационной системы управления группировкой БЛА. В докладе обсуждаются состав этой модели и постановки следующих задач оптимального синтеза и эксплуатации системы:

- выбор элементов аппаратной платформы системы;
- определение оптимального числа однотипных БЛА;
- выбор оптимального числа серверных машин системы;
- выбор мест дислокации и оптимального числа машин связи

системы;

- прогнозирование состояний аппаратных средств системы;
- определение оптимальных маршрутов и затрат времени на

передислокацию системы в новый район базирования.

Управление группировкой БЛА предлагается осуществлять путем формирования и принятия персоналом системы организационных, аналитических и оперативных решений в рамках реализации цикла: «Подготовка группировки к решению целевых задач – сбор и обработка информации о состоянии группировки – анализ текущего состояния группировки и достижения целей операции – корректировка управленческих решений».

Для реализации этого цикла предлагается оргструктура группировки, включающая в себя в качестве элементов штаб группировки, беспилотные авиационные эскадрильи и беспилотные авиационные комплексы. Каждый этап цикла реализуется с помощью специализированной ИКТ, состоящей из совокупности АРМ соответствующего персонала системы, каналов связи, процедур технологии, а также используемых и формируемых данных. Эти технологии интегрируются в единую ИКТ управления группировкой БЛА с помощью распределенного информационно-вычислительного

кластера системы и реализованного в его среде распределенного банка данных.

В заключении доклада обсуждаются состав и содержание процедур разработанных ИКТ и функции их пользователей.

Выпускники факультета радиоэлектроники летательных аппаратов Московского авиационного института – создатели новой космической техники.

Ерофеев Ю.Н.

ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

В 1964г. вышло правительственное постановление о создании отечественной системы радиотехнического наблюдения – как обзорного, так и детального [1, стр.37]. Разработка радиотехнической аппаратуры для этой системы была поручена ЦНИРТИ – ныне ФГУП «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга» главным конструктором этой работы, вскоре получившей шифр «Целина», был назначен М.Х.Заславский. Вот он, на илл.1, сфотографирован в компании с Г.С. Титовым. Когда я смотрю на этот снимок, в голове звучат строки популярной песенки:

Спят наши смелые парни,
Наши Титовы и Гагарины,
Носики-курносики торчат.

Потому что и М.Х. Заславский, да и Герман Титов уже много лет в могиле: как говаривал А.С. Пушкин,

«Давно уже спит непробудным он сном...».

Первый искусственный спутник Земли был запущен на орбиту в 1959г. А уже в декабре 1961г. состоялись экспериментальные пуски космического аппарата «Зенит» с 12-канальной приёмно-анализирующей аппаратурой «Куст-12» (для сравнения отметим, что первый пуск космического аппарата «Феррет» с американской аппаратурой аналогичного назначения произведён в феврале 1962г. – мы выигрывали в этой гонке радиоэлектронного вооружения) [2, стр.27].

Идейным вдохновителем создания комплекса детального радиотехнического наблюдения, получившего шифр «Целина-Д», стал к.т.н. А.Г. Рапопорт [1, стр.38; 3, стр.294-295]. Ведь как говаривал Михаил Кузьмич Янгель [4, стр.160], разработчик космических аппаратов для размещения этой радиоэлектронной аппаратуры, «Я - извозчик; я могу вас вывести, обеспечить жизненные условия, а вот что такое разведка, что такое аппаратура, я не знаю и знать не хочу – у меня другие задачи».

Под руководством А.Г. Рапопорта был создан моноимпульсный фазовый пеленгатор, позволяющий с высокой точностью определить положение источника радиоизлучения. Информация о пеленге

засечённого радиолокатора, о положении космического аппарата на орбите и направлении его осей давала возможность определять географические координаты указанного радиолокатора. Для решения этой задачи на ЭВМ был разработан комплекс специального математического обеспечения. Руководителем его разработки стал к.т.н. Зайдман Лев Исаакович.

Мы с ним были в одном выпуске факультета радиоэлектроники летательных аппаратов МАИ, правда обучались в разных группах - я в 76-й, а он - в 78-й, куда направлялись студенты, сомнительные, а то и явно «непроходные» с точки зрения «графы пятой». В наш институт, «сто восьмой», теперь ЦНИРТИ, он пришёл в 1954-м году, уже имея опыт работы по системам управления ракет: с 1959г. по 1964-й работал в НПО им. С.А. Лавочкина.

Хотя прошло уже немало лет, я хорошо помню весёлого, остроумного, рано скончавшегося однокурсника.

Однажды на техническом осмотре автомашины в ГАИ (дело было в Мневниках) – «по дороге в Мневники», - как распевал В.С.Высоцкий в своей песенке про Мишку Шифмана.

Мишка Шифман – башковитый,

У него предвиденья;

- Что мы видим, - говорит он, - кроме телевиденья?

Ну, концерт из Сопота, -

Сидим, глотаем пыль, -

А кого ни попадя

Пускают в Израиль!

Слова «Мишка Шифман» в нашем кругу заменяли на «Лёнька Зайдман». Ему это не нравилось: - Какой Лёнька? – возмущался он, - я Лев!

Так вот, Мневники, Москва-река рядом, под боком. Льву пришлось лезть под автомобиль. Он, жалея костюм, разделся до трусов, приговаривая: - Будем считать, что мы – отдыхающие...

При заполнении личного листка по учёту кадров после защиты кандидатской диссертации я (а с 1969г. мне пришлось стать учёным секретарём предприятия), указывая на строку «партийность», вопросительно посмотрел на него. Он отрицательно покрутил головой: - Нет, мол. Я указал не «графу пятую»: - Как, мол, по паспорту? - Ещё хуже, - вздохнув, промолвил он.

А.Г. Рапопорт поручил Л.И. Зайдману при разработке комплекса математического обеспечения просмотреть возможность решения ещё одного актуального вопроса, в качестве «довеска»: задачи контроля за работоспособностью бортовой аппаратуры и её состоянием. Л.И. Зайдман и его молодые товарищи по работе – В.Ф. Блохина, математик,

выпускница МГУ, З.И. Бобкова, впоследствии – лауреат премии Ленинского Комсомола, - с этой задачей «из двух частей» справились.

Лётные испытания системы начались в 1984г. [1, стр.38]. В 1988г. государственная комиссия рекомендовала принять систему «Целина-2» в эксплуатацию. Она продолжается много лет.

Лев Исаакович скончался в Москве 17 февраля 1985г., ещё до этих рекомендаций государственной комиссии, на 50-м году жизни.

Но цепочка выпускников факультета радиоэлектроники летательных аппаратов МАИ, продолжающих работу по созданию новой космической аппаратуры, со смертью Л.И. Зайдмана не оборвалась: во ФГУП «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга» Роскосмоса продолжает трудиться Юрий Николаевич Харитонов, мой не только «двойной» тёзка, но и земляк, уроженец Владимирской области (города Юрьев-Польский). Факультет радиоэлектроники летательных аппаратов МАИ он закончил в том же году, что Л.И. Зайдман – в 1959-м. Он работал заместителем главного конструктора системы «Целина-2», в настоящее время – главный конструктор бортовой специальной аппаратуры «Барс-СМ», входящей в разрабатываемую систему нового поколения «Лиана».

Ю.Н. Харитонов – известный и авторитетный сотрудник института: стал начальником отдела ещё в 1972-м году, награждён орденом Трудового Красного знамени (1974), имеет почётные звания «Заслуженный создатель космической техники» (2003), «Почётный радист» (1993).

В [3, стр.56] резюмировано: «Не будет преувеличением сказать, что главным звеном в подсистеме является бортовая специальная аппаратура (БСА) «Барс», от характеристик которой зависит объём, полнота и достоверность данных, получаемых в результате проводимого наблюдения.

Главным конструктором БСА «Барс» является начальник отд. 32.1 Юрий Николаевич Харитонов, имеющий большой опыт создания аппаратуры космического радионаблюдения предыдущих поколений...».

Задачи космической промышленности огромны, и та их доля, которая решалась и решается выпускниками факультета радиоэлектроники летательных аппаратов МАИ – конечно, лишь малая доля этого обширного круга задач.

Литература:

1. Ю.Н. Ерофеев. С борта космического аппарата. – Журнал «Техника и вооружение», №8, 2007г. Стр.35-38.

2. С.Ф. Ракитин. Создание средств космического радиотехнического наблюдения. – «60 лет ЦНИРТИ. 1943-2003. Сборник статей». М.: изд. ФГУП «ЦНИРТИ», 2003г. Стр.27.
3. В.К. Бирюков, Ю.Н. Ерофеев. Страницы истории. – В сб. «ЦНИРТИ 65 лет». М.: изд. ФГУП «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга». Под общей редакцией к.т.н. Б.С. Лобанова. Главный редактор д.в.н. Ю.С. Бондарев. 2008г. Стр.56, 294-295.
4. к.т.н. Э.Д. Гуреев, А.А. Лебедь. Главный конструктор Марк Ефимович Заславский. – «60 лет ЦНИРТИ. 1943-2003. Сб. статей». – М.: изд. ФГУП «ЦНИРТИ», 2003г. Стр.160.
5. Л.И. Зорин. Главный конструктор Айзик Геселевич Рапопорт. В том же сборнике, что и [4]. Стр.166.

**Многопозиционная авиационно-космическая неизлучающая
радиолокационная система**

Ксендзук А.В., Фатеев В.Ф., Герасимов П.А.
МАК «Вымпел», г. Москва

Один из перспективных способов получения радиолокационной информации об объектах – использование отраженных от них сигналов, излученных различными радиотехническими системами (спутниками телевизионного вещания, навигационными системами, спутниками связи, стационарными телевизионными вышками, системами сотовой связи и др.). В этом случае радиолокационная система не содержит передающих устройств и, обладая всеми преимуществами активных систем, не может быть обнаружена стандартными средствами.

Использование набора передатчиков, облучающих поверхность и расположенные на ней объекты, позволяет получить больше информации о подстилающей поверхности и объектах, минимизировать размер зон затенений, выполнить обнаружение малоразмерных объектов, улучшить качество получаемых радиолокационных изображений.

Одной из основных задач при разработке такой неизлучающей многопозиционной системы – это разработка методов и алгоритмов оптимальной и квазиоптимальной обработки радиолокационной информации, полученных на различных ракурсах, частотах и поляризациях. Ряд полученных методов и алгоритмов представлен в статье

**Межуровневое согласование решений в задачах
управления жизненным циклом изделий**

Падалко С.Н.,
МАИ, г. Москва

Основной задачей управления жизненным циклом (ЖЦ) изделия является, подчинение принимаемых в процессе его реализации решений триаде критериев: стоимость, качество, сроки. Их оценка на ранних этапах жизненного цикла носит весьма ориентировочный характер и базируется на статистических данных, отражающих прогноз о решениях, которые будут приниматься впоследствии. В то же время, принимаемые на основе этих оценок решения на последующих этапах выступают как директивные ограничения. В результате имеет место хорошо известная циклическая связь между решениями, принимаемыми на различных этапах жизненного цикла или, как говорится далее, между решениями различных уровней. Задача нахождения решений различных уровней, являющихся в совокупности рациональными (субоптимальными) по названным критериям, определяется как задача межуровневого согласования.

В докладе предлагается метод межуровневого согласования решений, основанный на выделении и последовательном сужении множества конкурентоспособных решений на каждом уровне. Его отличительной особенностью является то, что прогноз о решениях последующих уровней задается некоторым «доверительным» интервалом, отражающим множество конкурентоспособных решений последующих уровней. При этом обеспечивается, что множество конкурентоспособных решений каждого уровня содержит искомое оптимальное решение. Также обеспечивается получение верхних и нижних оценок критериев на каждом шаге согласования и последовательное сближение этих оценок по мере принятия решений более низких уровней.

В основе предлагаемого метода лежит использование констант Липшица, что, безусловно, ограничивает его применение в силу известных проблем получения значений этих констант. В то же время, при реализации управления жизненным циклом изделий в интегрированных информационных средах позволяет рассчитывать на накопление больших объемов фактической информации о классе изделий и, как следствие, с высоким уровнем достоверности определять значения констант Липшица как степень максимального влияния решений различных уровней на критериальные показатели.

Интеграция и единая аутентификация пользователей и компонентов PLM-систем с помощью OpenID и OAuth

Гинзбург И.Б.,
МАИ, г. Москва

Доклад посвящен интеграции систем аутентификации различных программных компонентов и пользователей информационных систем при построении единой системы управления жизненным циклом изделия (PLM-системы).

Такая интеграция позволяет удаленно использовать возможности различных информационных систем в рамках единого информационного пространства, что достигается за счет организации эффективного контроля доступа удаленных пользователей и программных компонентов из связанных по данным, но ранее не имевших других средств доступа, систем.

Это позволяет повысить скорость прохождения информации в единой PLM-системе за счет возможности быстрого устранения организационно-технических барьеров доступа пользователей и обмена данными, свойственных программным компонентам, разработанным для решения задач узким кругом лиц.

Так, использование OpenID позволяет пользователю применять единую учетную запись для личной авторизации на множестве не связанных друг с другом сервисов, что дает возможность использовать этот вид авторизации при работе пользователей из связанных организаций, не имеющих общей системы авторизации в обычном ее понимании, например, такой как Active Directory.

Кроме личной авторизации пользователей также существует задача интеграции различных удаленных программных систем для последующего автоматического взаимодействия. Если взаимодействие по данным на всех этапах жизненного цикла изделия уже достаточно успешно осуществляется благодаря доминированию форматов данных, ставших стандартами де-факто, и универсальных переходных форматов представления данных, что позволяет свести интеграцию по данным к настройке объединяемых систем, то интеграция доступа и разделения прав удаленных пользователей иногда требует либо разработки дополнительных программных решений, либо дополнительной более глубокой интеграции других информационных систем организаций-участников взаимодействия, что зачастую невозможно.

Эту проблему позволяет решить открытый протокол авторизации OAuth, дающий возможность предоставить третьей стороне доступ к определенным защищенным ресурсам с возможностью передачи любого подмножества прав доступа из набора имеющихся, что позволяет иметь гибкие наборы прав доступа для различных интегрированных систем.

Интеграция систем аутентификации компонентов и пользователей для информационных систем управления жизненным циклом изделия играет важную роль в автоматизации процессов сбора и обработки информации. Позволяет использовать новые качества единой информационной среды для получения конкурентного преимущества при разработке, производстве, обслуживании, модернизации и утилизации изделий.

Основные требования, методы и средства формирования состава изделия российской разработки в PLM системе

Мельник И.И., Фавстова Л.А.,
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

По ГОСТ 2.053 электронная структура изделия представляет собой конструкторский документ, содержащий состав сборочной единицы, комплекса или комплекта и иерархические отношения (связи) между его составными частями и другие данные в зависимости от его назначения. Соответственно, для хранения информации о составе изделия в PLM системе (Product Lifecycle Management – управление жизненным циклом изделия) в ОАО «НПО «Сатурн» сформулированы следующие требования:

- состав специфицируемого изделия (сборочной единицы, комплекса или комплекта) хранить в виде объекта отдельного типа, связанного с модификацией специфицируемого изделия;

- в объекте-составе хранить модификации объектов, соответствующих сборочным единицам, деталям, стандартным изделиям, прочим изделиям, материалам, комплектам или комплексам и их иерархическую связь со специфицируемым изделием;

- на иерархических связях между составными частями и специфицируемым изделием хранить атрибуты, необходимые для формирования отчетных конструкторских документов (спецификации, ведомости и т.д.);

- каждую составную часть включать в состав специфицируемого изделия как одно вхождение с количеством, предусмотренным конструкцией;

- изменение состава специфицируемого изделия выполнять посредством создания новой модификации изделия и соответствующего ему объекта-состава.

Метод формирования состава изделия состоит из следующих шагов:

- Шаг 1: создание специфицируемого объекта – изделия с соответствующей модификацией, назначение атрибутов изделия и модификации.

Шаг 2: создание объектов – изделий и их модификаций, входящих в специфицируемое изделие, назначение атрибутов изделиям и модификациям.

Шаг 3: установление входимости (иерархической связи) между специфицируемым изделием и входящими составными частями.

Шаг 4: назначение атрибутов входимости и условий применяемости.

Средством обеспечения требований и методов формирования состава изделия, описанных ранее, является PLM система, обладающая следующим функционалом:

создание объектов различных типов с определенным набором атрибутов;

расширенный поиск данных;

управление изменениями объектов за счет создания их модификаций;

управление разграничением доступа к данным;

создание, редактирование и хранение состава изделия;

назначение атрибутов входимости;

назначения условий применяемости;

конфигурирование состава изделия по различным критериям;

формирование отчетных документов по составу изделия;

Принципы формирования и управления графической КД и ЭМ изделий российской разработки в PLM системе

Новиков Д.Ю., Стебаков А.В.,

НПО «Сатурн», г.Рыбинск

ОАО «НПО Сатурн» - компания занимающаяся проектированием, производством и послепродажным обслуживанием газотурбинных двигателей для военной и гражданской авиации, морских судов, энергоустановок и газоперекачивающих агрегатов.

Одним из ключевых аспектов в обеспечении выпуска конкурентоспособной продукции является внедрение информационных технологий на всех этапах жизненного цикла изделия. На «НПО Сатурн» конструкторско-технологическое проектирование ГТД на всех этапах (эскизного, технического проекта и выпуска рабочей конструкторской документации) происходит в единой информационной среде PLM системы Teamcenter и с использованием интегрированной CAD/CAM/CAE системы NX. Данная среда обеспечивает разработку, согласование, утверждение и управление изменениями электронных моделей деталей и сборочных единиц, чертежей, схем и других документов в электронной форме, а также управление электронными макетами изделия (ЭМИ) различного назначения.

Основными принципами, заложенными в применяемую на предприятии схему управления графическими данными и ЭМИ, являются:

–Раздельное управление электронными моделями ДСЕ и чертежами (схемами).

–Разработка всех электронных моделей ДСЕ в контексте псевдосборки -контрольной структуры, которая представляет собой среду моделирования, содержащую всю необходимую для проектирования геометрическую информацию.

–Использование подхода «мастер-модель» для разработки чертежей, что обеспечивает ассоциативную связь видов на листах чертежах и геометрии электронных моделей.

–Обеспечение в системе необходимого соответствия состава электронной модели и электронной структуры изделия.

–Формирование ЭМИ в виде электронной модели сборочной единицы уровня изделия сконфигурированной на основе соответствующего списка макета (документ в формате MSeXcel) при помощи специального программного обеспечения.

–Использование для процедуры согласования данных в «некоммерческих» форматах: CGM – для чертежей и JT – для моделей.

–Использование данной схемы позволило:

–сократить сроки разработки КД и запуска в производство новых изделий, за счет применения автоматизации, параллельного проектирования, повторного использования моделей, использования ЭМИ вместо «железного» для проектирования трубопроводных коммуникаций, выявления коллизий между деталями, весового анализа, проверки собираемости и удобства обслуживания.

–повысить их качество, за счет сокращения количества ошибок конструктора при выпуске КД, раннего их выявления, прослеживаемости изменений, автоматизации проверок и расчетов.

Методы и средства повышения точности каналов системы измерения высотно-скоростных параметров малоразмерного ЛА

Галяутдинова А.Н., Порунов А.А.

КГТУ им. А.Н. Туполева, респ. Татарстан, г. Казань

Точность измерения высотно-скоростных параметров (ВСП), в значительной степени зависит числа источников информации, участвующих в получении результатов измерений. Решение задачи повышения точности особенно актуально при измерении таких параметров, как например, вертикальная скорость V_v , высота h , воздушная скорость $V_{возд}$ и др., так как базируется на обработке нескольких сигналов: полного p_n , статического $p_{стат}$ давлений и температуры наружного воздуха T и др.

В работе отдается предпочтение структурным методами повышения точности измерения ВСП, т.к. применение конструктивно-технологических и алгоритмических методов снижения погрешности ограничивается жесткими требованиями к габаритно-массовым характеристикам и вычислительными возможностями микроконтроллеров используемых в структуре измерителей ВСП малоразмерного летательного аппарата (МЛА).

Анализ погрешностей измерителя ВСП показывает, что, например, для датчика вертикальной скорости (ДВС), основанного на пневмомеханическом дифференцировании (ПМД) характерны составляющие погрешности. Одна из них аддитивного характера и пропорциональна скорости изменения температуры воздуха в глухой камере, а другая мультипликативная и определяется совокупными изменениями давления и температуры наружного воздуха.

Для уменьшения аддитивной составляющей погрешности преобразователя вне зависимости от причин, ее вызвавших, в каждом из вариантов датчика ВСП введен контур автоматической коррекции (АК). Простота конструктивной и схемотехнической реализации метода АК, а также возможность одновременного формирования тестового входного воздействия по нескольким информативным каналам позволяют решить задачу построения многоканального датчика ВСП с введением в каждый из них независимых контуров автокоррекции, управляемых по единой программе.

Струйно-конвективного ДВС, построенный на основе ПМД пневматического сигнала статического давления с использованием в качестве информативного сигнала расхода воздуха через капилляр, имеет погрешность, вызванную турбулентностью атмосферы. Для повышения точности измерения можно использовать схему фильтрации или схему компенсации, которые требуют введения в структуру прибора дополнительного источника информации, при этом алгоритмическая обработка первичных сигналов осуществляется в соответствии с определенными линейными операторами, учитывающими частотные свойства сигналов различных по природе источников информации.

Разработка технического предложения на проектирование привязной платформы-ретранслятора

Гайворонская Н.И.,
МАИ, г. Москва

Разработка привязного вертолета – ретранслятора большой продолжительности полёта требует проведение комплекса предварительных работ, направленных на решение таких задач, как определение облика вертолета, расчет его основных аэродинамических,

летно-технических характеристик, а также характеристик устойчивости и управляемости.

При выборе аэродинамической схемы привязной платформы следует учитывать особенности ее работы и условия эксплуатации. Желательно, чтобы пространственная ориентация платформы не зависела от направления ветровой нагрузки, или эта зависимость была сведена к минимуму. По этим соображениям для привязной платформы можно предложить использование трех аэродинамических схем: одновинтовая с несколькими рулевыми устройствами (симметрично расположенными относительно оси несущего винта), соосная, с четырьмя и более винтами (симметрично расположенными относительно центра платформы).

Важное место в работах отводится выбору состава используемого на вертолете навигационного, пилотажного оборудования, системы энергоснабжения.

Спроектированная система управления привязной платформы предназначена для реализации автоматических режимов: висения над заданной точкой; стабилизации высоты висения; управления высотой полета при подъеме и спуске привязной платформы; стабилизации курса.

Система управления привязной платформы состоит из наземного и бортового сегментов. Состав, структура и элементная база бортовой системы электропитания обеспечивает привязной платформе выполнение висения в соответствии с ТЗ и возможность наращивания бортового комплекса в части пилотажного оборудования и целевой аппаратуры (полезной нагрузки).

СЭ в основном разработана на основе готовых, серийного производства, элементов, блоков и систем электропитания с возможностью их параллельного включения. СЭ предназначена для обеспечения электроэнергией всех потребителей, установленных на привязной платформе в режиме висения и при наземном обслуживании.

Для ряда ответственных агрегатов вертолета, таких как система электропитания и др. перед рабочим проектированием вертолета проведены стендовые испытания данных агрегатов.

При проектировании вертолета правильно выбраны электродвигатель и система электроснабжения и оценена возможность их применения на данном вертолете. Также определен состав целевой нагрузки, которая будет установлена на вертолет.

При разработке вертолета была проведена полномасштабная оценка надежности принимаемых в проекте технических решений, определен состав и перечень работ по техническому обслуживанию вертолета.

Методология автоматизации поискового конструирования на основе CALS – технологий

Григорьев Е.В., Бодрышев В.В.,
МАИ, г. Москва

Процесс проектирования как объект автоматизации представляет собой сложный вид информационных процессов, непосредственно связанных с интеллектуальной деятельностью человека. В первую очередь имеют в виду, прежде всего автоматизацию определенных функций, выполняемых проектировщиком, следовательно, речь идет о человеко-машинных системах. Повышение производительности труда проектировщика проводится по трем основным направлениям:

- 1) совершенствование системы проектирования, включая систематизацию самого процесса проектирования и улучшения труда проектировщика;
- 2) комплексная автоматизация умственно-формальных, функций проектировщика в процессе проектирования;
- 3) разработка имитационных моделей для машинного воспроизведения деятельности человека.

Сам процесс творчества в проектировании трудно описать математическими моделями и методами, однако данное направление весьма перспективно и непосредственно связано с задачей разработки систем искусственного интеллекта или поискового конструирования. Анализ показал, что в основе проектирования лежат объективные закономерности, позволяющие строить и развивать теорию проектирования..

При использовании систем поискового конструирования проектирование сводится к решению группы задач, которые относятся к задачам синтеза и анализа. Расчет оптимальных параметров изделий при заданной структуре с позиции некоторого критерия называют параметрической оптимизацией. Возможности постановки и решения структурной оптимизации ограничены, поэтому под оптимизацией часто понимают только параметрическую оптимизацию. Для решения задач структурного синтеза различной сложности используется перебор вариантов счетного множества. При переборе каждая проба включает в себя следующие этапы: создание (поиск) очередного варианта, принятие решения о замене ранее выбранного варианта и продолжение или прекращение поиска новых вариантов. Существующие на сегодня принципы работы автоматизированных систем управления инженерными данными сводятся к хранению и поиску информации по изделиям. Поэтому становится актуальным разработка нового механизма управления данным. Такие механизмы предлагают нам методы поискового конструирования, которые основываются на: разделении технических систем (ТС) на элементы; описание

функциональных, конструкционных и технологических параметров этих элементов, и определения взаимосвязей по этим параметрам. В работе предлагается методология автоматизация этих процессов, на примере редуктора, с целью повышения эффективности и сокращения времени проектирования новых изделий.

Пространственная синхронизация изображений в многоканальных системах наблюдения

Михеев С.М., Коссов П.В.,
МАИ, г. Москва

Современные многоканальные оптико-электронных системы наблюдения имеют в своем составе датчики различной физической природы. Наибольшее распространение получили системы, оснащенные тепловизионной (ИК-канал) и телевизионной (ТВ-канал) камерой. Каждый канал обладает уникальными свойствами и характеристиками и вносит свой вклад в поток информации. Предъявление оператору изображений, получаемых от различных каналов, как последовательно, так и одновременно приводит к чрезмерной психофизической нагрузке на него, связанной с необходимостью анализа каждого из изображений и сопоставления их между собой. По этой причине весьма целесообразно объединение информации с ИК и ТВ каналов. При этом происходит синтез нового единого изображения, содержащего более информативное описание наблюдаемой сцены, чем любое из исходных изображений в отдельности. Такая задача получила название совмещения или синтеза изображений.

В многоканальных системах наблюдения задача совмещения может быть представлена в виде двух этапов: пространственная синхронизация и информационное слияние.

В докладе раскрываются проблемы первого этапа. Во-первых, тепловизионная матрица по сравнению с телевизионной имеет на порядок меньшее разрешение, и необходимо привести размер ИК изображения к размеру ТВ. Для этого предлагается использовать модифицированные быстрые методы суперразрешения, основанные на определении оптического потока и использующие особенности тепловизионных изображений.

Во-вторых, существует некоторый закон трансформации между исходными изображениями. Этот закон описывается аффинной моделью и включает три параметра: коэффициент масштаба и два параметра сдвига. Сдвиг обусловлен несовпадением визирных осей каналов и будет особенно заметен на узких полях зрения. Масштабирование обусловлено точностью выставки полей зрения на ИК и ТВ объективах. При точности выставки в 0,5% и разрешении по горизонтали 1024 пикселей – ошибка масштабирования может достигать до 5 пикселей.

Для определения параметров закона трансформации предлагаются методы, основанные на определении оптического потока и выявлении особых точек.

Некоторые алгоритмические методы компенсации погрешностей систем навигации

Неусыпин К.А., Шолохов Д.О.,
МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

Исследована инерциальная навигационная система (ИНС), состоящая из гиростабилизированной платформы (ГСП) и установленных на ней акселерометров. ИНС имеет погрешности, обусловленные возмущающими факторами различной природы. При функционировании ИНС в режиме коррекции от внешних измерительных систем обычно используется компенсация ее погрешностей с помощью алгоритмов оценивания. Повысить точность формирования вектора измерений в схеме коррекции автономной ИНС можно путем построения модели ГСП в процессе функционирования автономной ИНС. В качестве алгоритмов построения модели объекта предлагается использовать модификации алгоритма самоорганизации и генетического алгоритма. Подход самоорганизации характеризуется минимальным объемом априорной информации, а также возможностью построения моделей без учета ряда существенных факторов. Посредством подхода самоорганизации строятся модели в условиях, когда помеха может превышать полезный сигнал в несколько раз. При самоорганизации моделей применяется некоторый генератор моделей-претендентов. Генератор задает структуры решений различной сложности. С помощью ансамбля критериев проводится отбор математических моделей. Происходит постепенное усложнение моделей с оценкой их посредством критериев, минимум которых определяет модель оптимальной сложности. Результаты математического моделирования классического алгоритма самоорганизации и алгоритма с резервированием трендов подтвердили работоспособность и достаточно высокую точность при упрощении алгоритма за счет выбора адекватных базисных функций, использования более простых моделей-претендентов с предыдущих рядов селекции и сокращения объема вычислений. Применение генетического алгоритма позволяет получить более высокую точность, но приводит к увеличению вычислительных затрат. Генетические алгоритмы оперируют с популяцией оценок потенциальных решений (индивидуумов), используя принцип «выживает наиболее приспособленный». На каждом шаге алгоритма образуется новое множество приближений, создаваемое посредством процесса отбора индивидуумов согласно их уровню пригодности. Результаты математического моделирования, также как в случае

моделирования алгоритмов самоорганизации, подтвердили высокую эффективность выбранного генетического алгоритма.

Взаимосвязанная обработка сигналов в многоканальных оптико-электронных системах

Картуков А.В., Меркишин Г.В., Щербатых Т. Н.,
МАИ, г. Москва

Энергетические характеристики измерительного прибора во многом определяются размером апертуры приемной оптической системы: увеличение ее площади повышает чувствительность приемника. Однако рост размеров оптики сужает эксплуатационные характеристики и приводит к резкому удорожанию приемника. Во многих случаях более целесообразным является переход к многооконному принципу построения измерительной системы, при котором приемник выполнен в виде нескольких отдельных окон (каналов) с малоразмерными оптическими системами.

Рассмотрим случай многооконного приема сигнала от одного источника, т.е. во всех приемных окнах действует одна и та же временная функция сигнала.

Проанализируем возможность и эффективность подобной обработки в случае многооконной приемной системы, когда временная функция сигнала неизвестна, но имеется возможность использовать в качестве опорного более сильный сигнал из другого окна, который присутствует на его выходе вместе с шумом канала.

Рассматривая возможность аналитического подхода к решению задачи, можно сделать вывод, получение аналитическим путем необходимых количественных результатов связано со значительной трудоемкостью процесса. Найдем оценки эффективности обработки при различных уровнях шумов путем моделирования задачи. Сигнал может быть в виде импульса различной формы, шумы предполагаются дискретными белыми шумами с нормальным распределением. Рассмотрим два приемных канала.

Анализируются два случая обработки сигнала:

Несвязанная обработка.

Взаимосвязанная обработка.

При моделировании изменялись уровни сигнала и шума. В результате анализа полученных характеристик можно сделать вывод о целесообразности использования взаимосвязанной обработки. Ее эффективность зависит от отношения сигнал-шум и соотношения уровней сигнала в каналах.

Система измерения воздушных параметров летательного аппарата на основе струйных и тепловых эффектов

Яшков В.А., Порунов А.А.,

КГТУ им. А.Н. Туполева, респ. Татарстан, г. Казань

Для успешного выполнения полётных задач необходима надёжная информация о скорости углового движения летательных аппаратов (ЛА) в инерциальном пространстве, углах атаки и скольжения. Сигналы, пропорциональные угловой скорости, используются практически во всех основных системах пилотажно-навигационного комплекса ЛА, поэтому повышение безопасности полёта и эффективность использования ЛА, расширение его функциональных возможностей требует совершенствования эксплуатационно-функциональных характеристик систем измерения воздушных параметров, в качестве основных датчиков которой в работе рассматриваются датчик угловой скорости (ДУС) и измеритель аэродинамических углов, построенные на сочетании струйных и тепловых эффектов. В системах управления ЛА длительного действия используют гироскопические ДУС, которые не всегда удовлетворяют возрастающим требованиям по надёжности (вероятность безотказной работы за 12 часов не менее 0,999), сроку службы (10000...30000 часов), себестоимости и технологичности. Низкая надёжность и длительный период вхождения в рабочий режим определила дальнейшую судьбу традиционных гироскопических ДУС практически исчерпавших возможность повышения их характеристик.

В настоящее время в системах автоматического управления производственными процессами и энергетическими установками всё большее применение находит струйная техника. Приборы и устройства, работа которых основана на взаимодействии струй воздуха, газа или жидкости и использовании свойств пристеночных течений (без применения механических подвижных частей), в настоящее время можно встретить в различных отраслях промышленности.

Основными функциональными элементами струйного ДУС, входящего в комплексную систему измерения воздушных параметров ЛА, являются микронагнетатель, формирующее сопло, регистрирующие элементы в виде проволочных анемочувствительных элементов, дефлектор (рассекатель струи), расположенные непосредственно в датчике и электроизмерительные схемы, подключенные к элементу сравнения (дифференциальному усилителю), выход которого подается на блок цифровой обработки. Отличительной особенностью струйного ДУС является повышенная точность за счёт введения дополнительного сопла, установленного соосно формирующему соплу и соединённого с нагнетателем, и регулирующего дросселя, установленного между нагнетателем и ионизационной камерой. Аналогичный принцип

построения имеет струйный измеритель аэродинамических углов в скоростной системе координат.

В работе показаны результаты экспериментальных исследований динамических характеристик струи воздуха для различных диаметров сопла и длины рабочей камеры; исследованы зависимости передаточной функции от частоты, зависимости отклонения затопленной струи от угловой скорости, результаты имитационного и натурального моделирования основных блоков струйного ДУС.

Исследование метрологических возможностей модуляционного гравиметрического датчика (МГД)

Афонин А.А., Кузнецов А.С., Ямашев Г.Г.,
МАИ, г. Москва

При финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проекту 2.1.2/5938 аналитической ведомственной целевой программы "Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2010 годы)" ведутся работы по разработке МГД для решения задач гравиметрической съемки с борта подвижного малоразмерного подводного носителя (МПН).

Построение чувствительного элемента МГД с использованием высокоточных маятниковых акселерометров (МА) отечественного производства предопределяет существенное расширение круга решаемых задач. Основными предпосылками к применению данного подхода стала возможность повышения точности измерения кажущегося ускорения МА, связанная с использованием дифференциального и модуляционного режимов измерения, алгоритмов комплексирования, а также оригинальных схем построения, базирующихся на бесплатформенных технологиях.

Основное внимание текущего этапа работ уделяется оценке метрологических возможностей МГД в целом и МА, работающего в модуляционном динамическом режиме, в частности. Рассматриваются конструктивные особенности, входящих в МГД, гальванически развязанных МА. Разрабатывается физическая модель МА в динамическом модуляционном режиме работы. Приводятся допустимые величины дрейфа нулевого сигнала и погрешности масштабного коэффициента. Для оценки их достижимости производится расчет суммарной жесткости подвеса маятника типового МА, на основании которого строится температурная модель статической характеристики. Выдвигаются требования к элементам конструкции МА с целью понижения уровня его температурной стабилизации для обеспечения требуемой метрологической точности. Определяется диапазон измеряемых ускорений и частота выдачи информации. Рассчитывается допустимый локальный градиент температур, образующийся на поверхности перемычки подвеса маятника в рабочем диапазоне

ускорений. Выдвигаются требования к динамике термостабилизации. Исследуется амплитудный и частотный диапазоны измеряемого сигнала, а также амплитудные и частотные характеристики дифференциальной схемы включения МА. Оцениваются метрологические возможности алгоритмического обеспечения МГД. Выдвигаются требования к кинематическим, динамическим и эксплуатационным характеристикам МА, а также характеристикам одного из вариантов реализации МГД для осуществления гравиметрической съемки с борта подвижного МПН.

Принципы построения гибридной бортовой экспертной системы обнаружения, опознавания и определения государственной принадлежности воздушных объектов.

Иванов С.Л., Аврамов А.В., Ткаченко С.С.
ВАИУ, г. Воронеж

В настоящее время создание боевых авиационных комплексов осуществляется в соответствии с концепцией разработки многофункциональных самолетов (МФС), под которыми понимаются летательные аппараты (ЛА), выполняющие функции истребителя воздушных целей, ударного самолета, а также самолета-разведчика. Увеличение перечня задач, решаемых многофункциональным самолетом, однозначно связано с расширением номенклатуры бортового оборудования и усложнением режимов его работы. Сказанное в полной мере относится к элементам информационно-вычислительной системы радиоэлектронной системы управления многофункционального самолета (ИВС РЭСУ МФС).

Создание ИВС РЭСУ МФС нового поколения связано с реализацией в составе алгоритмического и информационного обеспечения (АиИО) ИВС элементов «искусственного интеллекта», в частности экспертных систем (ЭС), решающих задачи управления антропоцентрическим объектом «экипаж – бортовое оборудование» разного уровня. Так в обоснованном облике структуры АиИО ИВС РЭСУ перспективных МФС имеется гибридная бортовая экспертная система измерительной и исполнительной аппаратуры, обеспечивающая решение задач обнаружения, опознавания и определения государственной принадлежности воздушных объектов.

В данной работе предлагается структура и описываются основные принципы построения гибридной бортовой экспертной системы обнаружения, опознавания и определения государственной принадлежности воздушных объектов (ГБЭС ООД ВО). При этом указывается на возможность использования в составе рассматриваемой бортовой экспертной системы элементов интегрированной системы опознавания.

В результате, в обобщенной структуре ГБЭС ООД ВО можно выделить: подсистему прямого опознавания, подсистему координатно-связного опознавания, подсистему косвенного опознавания, базу данных с системой управления базой данных, базу знаний, состоящую из блока математических моделей и блока продукционных правил, решатель, управитель и систему объективного контроля.

Предполагается, что использование в составе АиИО ИВС РЭСУ перспективных МФС предлагаемой гибридной бортовой экспертной системы позволит решать задачи обнаружения, распознавания и опознавания воздушных объектов с заданной достоверностью в условиях быстрого изменения внутренней (бортовой) и внешней обстановки.

Анализ задачи повышения точности многоканальной системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного приемника давлений

Масленникова Ю.С., Порунов А.А.,
КГТУ им. А.Н. Туполева, респ. Татарстан, г. Казань

Штатные системы воздушных сигналов вертолета (СВС-В) в большинстве случаев не обеспечивают требуемые технических характеристики, для достижения которых необходимы специальные методы и схемы по повышению точности их измерительных каналов. Эта задача является достаточно сложной и комплексной в силу большого различия статических и динамических характеристик преобразователей, входящих в СВС-В, а также условий их эксплуатации.

Определяющее значение для уменьшения погрешностей и расширения диапазона измерения в сторону малых скоростей имеет совершенствование принципов конструктивного построения входного аэрометрического преобразователя (АМП). Основной проблемой измерения малых околонулевых скоростей полета вертолета при использовании аэродинамического метода является близость первичного информативного сигнала к уровню аэродинамических возмущений. Это настолько искажает полезный сигнал, что практически исключается возможность измерения малых скоростей полета вертолета при нахождении штатных приемников воздушных давлений (ПВД) в створе вихревой колонны. Решение этой задачи в представленной работе предлагается достигнуть за счет новых принципов построения аэрометрического преобразователя (конструктивно-технологический метод) и использования метода структурной избыточности. Повышение помехоустойчивости аэрометрического тракта ПВД и расширение диапазона измерения в сторону малых скоростей достигается за счет внутреннего обтекания приемных отверстий ПВД по каналу полного и

статического давления, размещенных в проточном канале приемника давления.

В настоящее время возможности повышения точности измерения аэрометрических параметров вертолета за счет традиционных методов практически исчерпаны, поэтому более перспективными являются структурные методы повышения точности. В работе рассмотрены варианты структурного построения СВС-В, построенные с использованием принципа структурной избыточности измерительных каналов, который применительно к рассматриваемой задаче состоит во введении элементов формирования тестовых воздействий, подаваемых на вход измерительных каналов с целью идентификации накопившихся в процессе работы погрешностей с последующим их уменьшением за счет работы блоков коррекции.

Эффективность и обоснованность применения этих схем подтверждается результатами имитационного моделирования измерительных каналов.

Обоснование выбора критерия эффективности телевизионной визирной системы

Косарев Г.Г.,
ВАИУ, г. Воронеж

Визирные системы способствуют повышению вероятности выполнения боевого задания, так как освобождают летчика от манипулирования органами управления вооружением при наведении авиационного средства поражения на цель. Телевизионные визирные системы (ТВС) представляют оператору информацию в наиболее удобном для восприятия виде – визуальном.

При оценке эффективности ТВС в качестве показателя эффективности достаточно принять величину ошибки вычисления рассогласования в пределах апертуры за время смены кадра телевизионного изображения. Тогда, критерием эффективности ТВС будет условие минимума ошибки вычисления рассогласования. Данный критерий, хотя и приводит к повышению эффективности комплекса авиационного вооружения воздушного судна (КАВ ВС), но не позволяет численно оценить последнюю. То есть, величина ошибки вычисления рассогласования, как показатель эффективности системы, в интересах более высокой иерархической системы является неинформативным.

При оценке эффективности КАВ ВС используется вероятность устойчивого сопровождения цели в качестве показателя эффективности телевизионной визирной системы.

Предлагается в качестве одного из показателей эффективности ТВС использовать размеры зоны устойчивого сопровождения цели на

апертуре ТВС, которые определяются алгоритмами функционирования системы и телевизионным изображением объекта слежения.

Зная стохастические характеристики параметров полета ВС и параметров прицеливания, можно получить вектор распределения значений рассогласования по апертуре ТВС. Тогда, вероятность устойчивого сопровождения объекта слежения можно оценить как вероятность попадания рассогласования за время смены кадров в зону устойчивого сопровождения.

Таким образом, в качестве показателя эффективности ТВС целесообразно использовать размеры зоны устойчивого сопровождения цели. В этом случае критерием эффективности ТВС будет условие максимума размеров зоны устойчивого сопровождения. Увеличение размеров зоны устойчивого сопровождения цели приводит к увеличению эффективности КАВ ВС как за счет повышения вероятности поражения цели, так и за счет снижения вероятности поражения ВС из-за снятия жестких ограничений на маневрирование при применении управляемых средств поражения.

Исследование влияния процесса влагопоглощения на НДС рабочего зеркала крупногабаритного формо – и размеростабильного антенного отражателя с учетом структурной организации материала

Васильева Е.А.

ВОЕНМЕХ им. Д.Ф.Устинова, г. Санкт – Петербург

В современной космической технике большую роль играют формо – и размеростабильности конструкций (например, крупногабаритные антенные отражатели и платформы для оптических модулей). Основными материалами, из которых выполняются такие конструкции космической техники, являются композиционные материалы (КМ). Чаще используют полимерные КМ на основе непрерывных волокон. У КМ есть некоторые недостатки, к которым относятся способность поглощать влагу из окружающей среды.

В данной работе исследуется влияние влагопоглощения на НДС рабочего зеркала трехслойной конструкции крупногабаритного формо – и размеростабильного антенного отражателя, выполненного из углепластика на основе эпоксидного связующего. Для исследования процесса влагопоглощения КМ с учетом его структурной организации была создана математическая модель расчета эффективных коэффициентов диффузии КМ, которая учитывает сорбционные свойства компонент композита, их объемное содержание в КМ, объемную укладку волокон в слое и угловую ориентацию волокон в слоях пакета КМ. Полученные коэффициенты используются в уравнении Фика для описания процесса влагопоглощения композита во

времени. Анализ процесса влагопоглощения КМ показывает, что влияние сорбционных свойств компонент и их концентрации имеет определяющее значение, влияние положения и угловой ориентации волокон в слоях пакета имеет существенное значение при высокой концентрации волокон. Это связано с так называемым эффектом «запирания», когда при высоком содержании волокон они настолько близко расположены друг к другу, что являются значительным препятствием для проникновения влаги внутрь материала.

Наличие влаги в КМ, в первую очередь, приводит к изменению НДС конструкции рабочего зеркала. В данной работе использована программа конечно-элементного анализа (ANSYS) для описания изменения НДС конструкции. Исходными данными анализа являются физико-механические характеристики КМ и распределение влаги по толщине пакета слоев зеркала антенного отражателя. Присутствия влаги в материале приводит к изменению формы и размеров рабочего зеркала антенного отражателя. При неблагоприятных условиях хранения, сборки и транспортировки конструкции такое изменение может быть недопустимо с точки зрения сохранения формы – и размеростабильности зеркала антенного отражателя. Необходимо избегать таких негативных воздействий влаги на конструкцию, выбирая оптимальные условия наземной эксплуатации и используя защитные пленки и/или контейнеры для хранения и транспортировки изделия.

Моделирование радиолокатора с синтезированной апертурой при решении задач его внутреннего и внешнего проектирования

Брызгалов А.П., Ковальчук И.В., Хныкин А.В.,
ГосНИИАС, г. Москва

Моделирование радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА), работающего автономно или в составе сложной системы, предназначено для модельного сопровождения РСА как при его внутреннем проектировании, связанном с решением вопросов оптимизации РСА, так и при внешнем, обеспечивающем отработку взаимодействия РСА с другими составными частями этой системы. Особенности моделирования РСА, обусловленные разнообразием решаемых при моделировании задач, а также огромным потоком информации и сложностью ее обработки, требуют разработки специальной структуры и технологии моделирования таких систем. Исходя из задач моделирования и обеспечения его адекватности реальным процессам с точки зрения получения конечных для каждой задачи результатов, из различия временного масштаба моделирования, что, в частности, связано с участием в моделировании операторов РСА, было проведено разделение всех задач, решаемых при моделировании РСА, на две

группы. В соответствии с этим созданы две модели: имитационная модель РСА и комплекс смешанного моделирования (КСМ) РСА.

Имитационная модель РСА предназначена для решения вопросов, связанных с качеством формирования РЛИ. Используются оптимальные и упрощенные алгоритмы обработки сигналов с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) и формирования РЛИ с учетом искажений сигнала в тракте, ошибок навигационной системы и пр. Для резкого сокращения времени имитации обработки ЛЧМ сигнала используется корреляционно-фильтровой способ и сочетание аналитического и модельного представления этого способа, а также другие упрощения.

КСМ РСА обеспечивает имитацию в реальном времени РЛИ на выходах многоканального многочастотного РСА и предназначен для отработки методов и алгоритмов обнаружения и распознавания и оценки их эффективности, а также для моделирования РСА при его работе в составе сложных систем. Для обеспечения работы КСМ в реальном времени до начала каждого сеанса моделирования осуществляется предварительный расчет исходных РЛИ, на базе которых при моделировании формируются требуемые РЛИ. При имитации исходных РЛИ используются результаты статистической обработки РЛИ, полученных во время реальных работ РСА. Для хранения РЛИ создана БД. При наборе статистических данных используется свойство эргодичности РЛИ местности (лес, луг и пр.) по пространству. В обеих моделях разработаны эргономичные пользовательские интерфейсы, отвечающие требованиям юзабилити. При этом архитектура КСМ строится в виде сети, открытой для подключения новых систем, в том числе, при моделировании многопозиционных комплексов.

Вопросы обнаружения и распознавания объектов в многочастотных радиолокаторах с синтезированной апертурой

Брызгалов А.П., Хныкин А.В., Шевела И.А.,
ГосНИИАС, г. Москва

Исследования и отработка методов и алгоритмов обнаружения и распознавания объектов на радиолокационных изображениях (РЛИ), полученных с помощью радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА), требуют применения численных методов. Это объясняется, в частности, сложностью математического описания вероятности распределения яркости РЛИ для разных поверхностей и в разных частотных диапазонах. Использование в исследованиях РЛИ, полученных при реальных работах РСА, как правило, невозможно, по крайней мере, по двум причинам: эти РЛИ не стационарны, а выделяемые стационарные фрагменты не дают возможность набрать нужного объема статистических данных. Необходима имитация РЛИ поверхности выбранного типа путем их математического формирования

со статистическими характеристиками, соответствующими статистическим характеристикам фрагментов реально полученных РЛИ этой поверхности. Анализ, проведенный в двух частотных диапазонах (4 см и 70 см) для реальных РЛИ поверхностей типа «лес» и «озеро», показал, что их распределение в некоторых случаях существенно отличается от релеевского. Для обеспечения адекватности имитируемых РЛИ реальным предложен способ формирования РЛИ с помощью двух случайных нормальных квадратурных составляющих, в одной из которых дополнительно вводится случайная величина, распределенная по некоторому случайному закону, параметры которого выбираются, исходя из коэффициентов асимметрии и эксцесса, полученных для реальных РЛИ.

В многочастотном РСА для обнаружения и распознавания используется двухэтапный метод, согласно которому, в целях обеспечения оперативности и резкого сокращения вычислений, сначала в менее информативном, но более контрастном РЛИ (например, в 70-и см канале) обнаруживаются «кандидаты» объектов. Эти данные непосредственно в процессе работы передаются в канал с высоким разрешением (например, в 3-х см канал), в котором формируются соответствующие фрагменты РЛИ и по ним осуществляется обнаружение-распознавание требуемого объекта.

На практике возникает задача выбора порога для обнаружения «кандидатов», чтобы их число не превышало допустимое значение, определяемое разбросом априорных данных о положении объекта, техническими возможностями по формированию и обработке фрагментов в канале с высоким разрешением и другими факторами. Для решения этой задачи предлагается использовать адаптивные пороги, определяемые текущими РЛИ и априорными данными о статистических характеристиках лоцируемой поверхности.

Показатели качества нейросетевого обеспечения управления специализированными летательными аппаратами

Асадулин В.А.,

ВА РВСН имени Петра Великого, г. Москва

Под качеством нейросетевого обеспечения управления специализированными летательными аппаратами подразумевается совокупность свойств нейросетевого обеспечения, обуславливающих его способность обеспечивать решение задач обработки бортовых данных в интересах управления движением летательного аппарата и функционированием его бортового оборудования.

Качество системы управления летательного аппарата - совокупность информационных, технических, эксплуатационных, экономических, эргономических и других свойств системы управления,

характеризующих степень достижения его целей, поставленных при её создании. Поэтому наиболее информативным и объективным является анализ качества нейросетевого обеспечения не только по свойствам самого объекта исследования, но и по свойствам процесса его целевого применения, то есть по эффективности его использования по назначению.

Свойства нейросетевого обеспечения управления летательными аппаратами можно разделить на две группы: свойства, характеризующие состав, структуру и сложность нейросетевого обеспечения; свойства, характеризующиеся такими показателями, как быстрдействие, точность, надежность, готовность, живучесть, экономичность и определяющие основные операционные свойства процесса применения нейросетевого обеспечения по его назначению - результативность, ресурсоемкость, оперативность и эффективность функционирования нейросетевого обеспечения в целом.

При разработке нейросетевого обеспечения требования к интерпретируемости и функциональной состоятельности нейросетевых средств должны ориентироваться на уровень, достаточный для принятия решения о целесообразности его внедрения на борт специализированного летательного аппарата. При этом, требования к показателю функциональной состоятельности, в общем случае, не ограничены сверху; тогда как требование повышения интерпретируемости нейронной сети не может быть самоцелью, так как, с одной стороны, не для всех архитектур сетей и решаемых ими задач это принципиально возможно, а с другой стороны, тенденция к неограниченному повышению логической прозрачности нейронной сети вытесняет принципиальную суть и преимущества нейросетевой обработки данных. Также нужно отметить то, что после получения приемлемых результатов нейросетевого обеспечения, начинается использование полученной модели, но не заканчиваются работы по ее совершенствованию. Любая модель со временем перестает соответствовать действительности, поэтому необходимо периодически проводить ее верификацию и, возможно, построение новых моделей, учитывающих последние изменения в анализируемом процессе.

Термомеханические двигатели для разворачиваемых космических антенн

Фатьянов С.А.,

МАИ, г. Москва

В космической технике достаточно широко используются складные конструкции. К ним, например, относятся солнечные панели, антенны связи, радиолокации и т.д.

Одной из ключевых проблем при их проектировании является создание специальных механизмов для развертывания таких конструкций, т.е. для приведения их из транспортного положения в рабочее.

К этим механизмам предъявляются весьма жесткие требования по надежности при минимальных массе и габаритах.

Этим требованиям наиболее полно отвечают механизмы с активными элементами (АЭ), выполненными из сплавов с памятью, причем в космической технике чаще всего применяется сплав никелида титана (Ti-Ni).

Изготовление активного элемента заключается в следующем.

Отливки из сплава подвергаются нескольким этапам обработки давлением и механической обработке для получения полуфабриката нужной формы (пруток, проволока, труба, лист). В процессе обработки давлением уплотняется внутренняя структура заготовки, повышается прочность и жесткость.

Путем механической обработки и сборки из полуфабриката получают деталь. Структура сплава полученной детали хаотична, необходимо упорядочить положение мартенситных зерен, сориентировать их наиболее оптимальным образом в зависимости от характера деформаций в процессе будущей эксплуатации, чтобы добиться нужных термомеханических свойств и механических характеристик активного элемента.

Есть несколько способов достижения этой цели:

1) Воздействие на деталь нагрузками в мартенситном состоянии (остаточная деформация при однократном нагружении составляет примерно 0,05); 2) Нагрев детали до аустенитного состояния с последующим охлаждением без приложения нагрузок; 3) нагрев детали до аустенитного состояния, сопровождающийся приложением нагрузки, с последующим охлаждением; 4) нагрев детали до аустенитного состояния, с последующим охлаждением, сопровождающимся приложением нагрузки. Возможна и комбинация этих операций. Характер нагружения должен соответствовать характеру нагружения при эксплуатации будущего активного элемента, то есть, если это проволока – то продольное нагружение, если торсион – осевое, и т.д.

Еще один из способов упорядочивания мартенситной структуры в детали из сплава с памятью заключается в том, чтобы нагреть ее до температуры полного аустенитного состояния, а затем с помощью охлаждения перевести в мартенситное состояние без всяких механических напряжений. При этом в детали не возникнет деформации формообразования, она будет находиться в состоянии хаотического мартенсита, характеризующегося равновероятными направлениями низкосимметричных кристаллических ячеек. После этого деталь должна

быть подвергнута изотермически возрастающему напряжению. В результате этой процедуры в детали произойдут структурные изменения, сопровождающиеся упорядочиванием мартенсита и накоплением неупругой деформации. Циклическое повторение упомянутых операций позволяет сформировать надежные термочувствительные свойства и потребные механические характеристики детали из сплава с памятью, что позволяет использовать ее в качестве активного элемента в термомеханическом двигателе. Существует множество конструктивных вариантов ТМД – работающих на продольную деформацию, на кручение, одноразовых и многократных. В зависимости от характера потребного движения и от нужных силовых характеристик, активные элементы ТМД могут иметь самые различные конфигурации, но процедуры для их подготовки весьма схожи, все они характеризуются циклами температурного воздействия и нагружения.

Разнообразие термомеханических двигателей позволяет применять их для решения широкого спектра задач в космической технике и развертываемых антенных конструкциях.

Расчёт пространственного распределения энергии сложного излучателя

¹Евдокимов И.Е., ¹Сорокин А.А., ²Николаенко В.С., ²Филиппов Г.С.,
²Яценко Б.Ю.

¹НТЦ им. А. Люльки (НПО «Сатурн»), ²
МАИ, г. Москва

В работе приведены результаты исследования, посвященного разработке метода, алгоритма и программы расчета индикатрисы сложного излучателя (сопловой аппарата двигательной установки (ДУ) летательного аппарата). Подобная программа имеет важное практическое значение для расчётов эмиссии ИК-излучения конструкций выходных устройств летательных аппаратов различных типов: например, самолётов и вертолётот. Поставлена задача расчёта излучения элементов авиационного реактивного двигателя, оснащённого форсажной камерой и всережимным соплом.

Поскольку сопловой аппарат имеет сложную конфигурацию, его поверхность удобно представить в виде набора точек с трехмерными координатами. В этом случае для разработки методики расчета индикатрисы наиболее приемлемым оказался зональный метод, являющийся более производительным по сравнению с методом Монте-Карло. Последний метод может быть использован при расчёте вклада излучения потока горячих газов, истекающих из сопла ДУ в общее излучение элементов двигателя. В ходе работы разработано

специализированное программное обеспечение, состоящее из двух подпрограмм.

Подпрограмма задания исходных параметров ДУ используется для автоматического представления излучающих поверхностей в виде совокупности элементарных симметричных площадок с известными геометрическими и теплофизическими параметрами. В качестве исходных параметров также необходимо задать температуры излучающих поверхностей. В ходе выполненных расчётов было показано, что изменение температур элементов конструкции сопла в диапазоне 100 °С значительно сказывается на суммарной индикатрисе излучения в угле визирования от 15°, поэтому необходимо задавать точные значения температур поверхностей.

Во второй подпрограмме производится расчёт прямого и переизлучённого теплового излучения от всех внутренних поверхностей элементов ДУ летательного аппарата в полусферу суммирования.

Достоверность разработанной методики подтверждена численным экспериментом, который показал хорошее совпадение полученных по данной методике результатов с данными аналитических расчетов индикатрисы тел простейшей геометрической формы.

В работе исследовано влияние исходных характеристик излучающих поверхностей сложного излучателя на индикатрису излучения, а также разработаны рекомендации по снижению интенсивности излучения соплового аппарата ДУ в заднюю полусферу.

Анализ методов автоматического обнаружения-распознавания объектов на радиолокационных изображениях

Сосулин Ю.Г., Кирдяшкин В.В.
МАИ, г. Москва

Проблема обнаружения изображений объектов на фоне изображений подстилающей поверхности оказалась значительно более сложной, чем классическая задача обнаружения сигнала на фоне шумов. Это связано, во-первых с тем, что само понятие “изображение” является более сложным и ещё не вполне формализованным. Во-вторых, разнообразие типов и отдельных участков подстилающих поверхностей определяет сложность пассивных помех, возникающих при переотражении зондирующих сигналов. И, в-третьих, на подстилающей земной поверхности может быть расположено множество «целеподобных» объектов.

Фактически, для эффективного решения задачи обнаружения наземных целей необходимо решать и задачу их распознавания, в том числе среди «целеподобных» объектов. Таким образом, задачу обнаружения наземных целей необходимо рассматривать и решать как

задачу совместного обнаружения и распознавания изображений, иначе говоря, как задачу обнаружения-распознавания.

В докладе рассматриваются пространственные методы решения задачи автоматического обнаружения-распознавания на основе нахождения корреляции между участками радиолокационного изображения и эталонными участками. Рассматриваются вопросы применения согласованной фильтрации и использования многослойной нейронной сети для решения задачи автоматического обнаружения-распознавания. Оцениваются достоинства и недостатки рассмотренных подходов.

Исследование резонансных характеристик маломасштабных конструкций на базе современных аппаратных и программных средств сбора и обработки информации

Колышев Е.С.
ЦАГИ, г. Жуковский

Описание системы возбуждения колебаний и способы контроля величины возбуждающей силы. Система сбора информации о резонансных колебаниях на основе аппаратных средств LMS Scadas3 10W с использованием ICP-акселерометров.

Экспериментальные исследования динамических свойств маломасштабных конструкции (резонансных частот, форм колебаний и коэффициентов демпфирования). Измерение и обработка сигналов датчиков с использованием специализированного пакета программ для анализа характеристик собственных колебаний конструкций при гармоническом возбуждении: LMS Test.Lab. Пост-обработка экспериментальной информации с помощью указанного пакета программ: построение амплитудных фазово-частотных характеристик, определение резонансных частот, форм и логарифмических декрементов.

Зависимости сил возбуждения, резонансных частот и логарифмических декрементов колебаний от амплитуды колебаний.

Графическое представление форм резонансных колебаний.

6. Экономические проблемы аэрокосмического комплекса

Особенности страхования коммерческих космических проектов

Савицкая С.Е., Хатковский К.В.,
Госдума РФ, МАИ, г. Москва

За последние годы космическое страхование в РФ стало, можно считать, вполне сложившимся сегментом страхового рынка с серьезными участниками - страховщиками и крупными корпорациями - страхователями. Емкость этого сегмента рынка исчисляется десятками млрд. \$. В ближайшие годы можно ожидать серьезный рост этого сегмента за счет развития коммерческого космического рынка и за счет увеличения доли обязательного страхования. Космическое страхование связано в основном с большими рисками технического и технологического характера на различных этапах эксплуатации космической техники (транспортировка, запуск, выход на орбиту, сход с орбиты, работа на орбите), а также с рисками, обусловленными сложностью самой космической техники. Серьезные особенности космического страхования и большие затраты на страхование наблюдаются в области пилотируемых полетов, космического туризма. Страховые суммы страховых соглашений и возмещения ущерба в этой области достигают от нескольких сотен до нескольких млрд. \$. В этой области получает развитие перестрахование и использование страховых пулов. Очень серьезные особенности характерны для страхования экипажей космических аппаратов и международной космической станции при длительных полетах. Серьезными рисками и большими страховыми суммами оперируют страховщики при страховании аппаратуры (сотни млн. \$), элементов наземной инфраструктуры и особенно – страхование космической техники, входящей в спутниковые группировки связи, навигации, дистанционного зондирования Земли (такие как группировки «Гонец», «Ямал», «Глонасс» и др.).

Существенные особенности и трудности можно ожидать при страховании космических проектов, частично коммерческих и космических проектов двойного назначения.

Инструменты, особенности, основные цели и задачи инновационной деятельности.

Корунов С.С.,
МАИ, г. Москва

В настоящее время можно наблюдать довольно мощный ажиотаж вокруг проблемы инновационного развития РФ, отдельных сфер и отраслей хозяйства. Этот ажиотаж можно было бы считать позитивным

откликом всех слоев общества: от школы до крупного бизнеса, от отдельной небольшой фирмы до трансконтинентальных корпораций. И это так должно быть и так оно и будет при определенных условиях.

Во-первых, нужно понимать, что инновационный путь развития Россия уже проходила. Это называлось «внедрение результатов научно-технического прогресса в народное хозяйство». Сопровождался этот процесс громкими декларациями и таким же откликом всего российского общества. Результаты такого ажиотажа и внедрения мы не можем ощутить, несмотря на колоссальные финансовые усилия.

Во-вторых, необходимо четко понимать, что инновационная деятельность – это нововведенческая деятельность и основными инструментами ее реализации являются инструменты тиражирования, использования, коммерциализации, конверсии, диверсификации, ноу-хау, спинн-офф, передача технологий, экономическая конвергенция и др. Инвестиционная деятельность – это прежде всего организационно-экономическая, маркетинговая, правовая деятельность.

В-третьих, необходимо понимать, что инновационный продукт – это не всегда новация, а в большей степени это результат успешного широкого внедрения этого новшества. Новые научно-технические достижения рождаются в результате НИОКР. Масштаб и объемы финансирования НИОКР определяют масштабы и коммерческий эффект инновационной деятельности, а не наоборот. В этой связи не совсем понятно, что такое инновационный город, инновационная площадка и т.д. Инновационная площадка – это вся Россия, все отрасли хозяйства, все города и регионы, все население, как потребитель нового и более современного. Необходимо помнить нашу историю: в России много было изобретено, а инновационные коммерческие «ноги» этим изобретениям приделывались за рубежом. И теперь мы вынуждены покупать «свое», но юридически «чужое». На эти грабли пора уже научиться не наступать.

В-четвертых, сейчас очень модно, а в ряде случаев обязательно, использовать термин «модернизация», но при этом не употребляются термины «амортизация» и «реновация». А ведь модернизация по закону осуществляется через механизм амортизации (реновации). Любой хозяйственник обязан часть дохода использовать на обновление средств производства. В настоящий момент очень важно решить задачу «ускоренной амортизации» устаревших активов. Как это ни странно, но эта проблема может быть одной из центральных и очень дорогих в инновационном развитии.

Различные инструменты инновационной деятельности требуют совершенствования правовой политики. При этом необходимо помнить, что инновационная деятельность, модернизация, конверсия и т.д. по сути являются обычными, добровольными, тривиальными способами

разумного хозяйствования, а не «открытиями века». Чтобы что-то декларировать и тратить огромные бюджетные деньги, необходимо четко понимать уместность или неуместность очередных деклараций. То есть нужно поступать по понятиям.

Управление стоимостью ракетно-космической техники

Ковалев Е.В., Романов В.М., Яременко Д.Э.

НПО им. С.А. Лавочкина, г. Москва

1. Основная цель управления стоимостью проекта- выполнение проекта в рамках согласованного бюджета с наименьшими затратами, заданными требованиями и сроками.

2. Структурированная, четкая и «прозрачная» информация о стоимости проекта – залог хорошего имиджа компании и как следствие одно из ее основных конкурентных преимуществ.

3. Учет затрат в течение жизненного цикла проекта в сочетании с методами оптимизации выгод способствуют эффективности процесса принятия управленческих решений, а также снижению стоимости и времени выполнения проекта, повышению качества и эффективности результатов проекта.

4. Современные методы управления стоимостью проекта позволяют оперативно оценивать эффективность выполнения проекта, выявлять причины отклонений и воздействовать на факторы, вызывающие изменения базового плана по стоимости.

5. Накопленные знания в процессе управления стоимостью проекта- это актив предприятия, который в значительной степени способствует повышению эффективности выполнения аналогичных проектов.

Моделирование бизнес-процессов аутсорсингового предприятия с элементами системного анализа.

Карасев С.А., Лужанский Б.Е.,

МАИ, г. Москва

Основным методом исследования экономических объектов и процессов является метод моделирования, т. е. способ теоретического анализа и практического действия, направленный на разработку и использование моделей. При этом в качестве модели выступает образ реального объекта (процесса) в материальной или идеальной форме (т. е. описанный знаковыми средствами), отражающий существенные свойства моделируемого объекта (процесса) и замещающий его в ходе исследования и управления. Метод моделирования основывается на принципе аналогии, т. е. возможности изучения реального объекта не непосредственно, а через рассмотрение подобного ему и более доступного объекта, его модели.

Практическими задачами экономико-математического моделирования являются: анализ экономических объектов и процессов; экономическое прогнозирование, предвидение развития экономических процессов; выработка управленческих решений на всех уровнях хозяйственной иерархии.

Из существующих на данный момент методов моделирования стоит выделить метод экономико-математического моделирования с использованием основ системного анализа. Причину этого выделения можно объяснить тем, что системный подход к изучению экономических объектов и процессов является комплексным изучением экономики как единого целого с позиций системного анализа, но с привлечением экономических и любых других методов (например, методов прогнозирования или перспективного планирования, экономической диагностики, машинного проектирования, математического моделирования и т.п.), необходимых для решения поставленной конкретной задачи. Преимущества данного подхода заключаются в учете всех факторов, влияющих на исследуемый объект или процесс, не только внутренних, но и факторов внешней среды, общего состояния системы в целом. В процессе моделирования последовательно разрабатываются несколько типов моделей. В первую очередь портретная или описательная модель системы, предназначенная для словесного описания системы. На втором этапе разрабатывается принципиальная схема, наиболее обобщенная модель системы. Третьим этапом разрабатывается модель общей теории систем. Модель общей теории систем наиболее целесообразно применять при разработке моделей сложных систем, т.к. принципиальные схемы используют наиболее обобщенное описание, что позволяет добиться простоты, но не в состоянии отразить сложность функционирования и структуры системы. Самым трудоемким и решающим этапом является разработка детальной математической модели.

«Конструктор» типовых бизнес-решений для аэрокосмических предприятий

Корякин Л.А.

МАИ, г. Москва

В докладе рассматриваются вопросы построения современного программно-информационного комплекса обеспечивающего работу промышленного предприятия на базе готовых решений (бизнес-процессов) ERP-систем.

Рассмотрен типовой набор функциональных блоков современной ERP-системы необходимый для построения единой информационной среды работы сотрудников предприятия, в частности:

- блок управления движением материальных средств;
- блок планирования и управления производством;
- блок финансовой бухгалтерии;
- блок управленческого учета;
- блок управления программами работ (система управления проектами;
- и т.д.

Показано, что при построении программно-информационного комплекса на промышленном предприятии часть типовых функциональных модулей ERP-системы одинаковая, а часть меняется в зависимости от типа производства реализуемого на конкретном предприятии. И в зависимости от того, какой тип производства характерен для предприятия, в значительной степени зависит и набор готовых бизнес-процессов ERP-системы.

Для крупно-, средне-, мелко-серийного и единичного типов производства приведен типовой набор функциональных блоков ERP-системы из которых может быть построена современная система управления предприятием.

В заключении дается вывод о том, что в настоящее время самым рациональным (и быстрым) способом построения единой информационной среды предприятия является максимальное использование накопленного и зафиксированного в ERP-системах практического опыта в виде поставляемых готовых бизнес-процессов.

ERP система как источник данных для решения задач управления предприятиями

Мусолов М.Н.
МАИ, г. Москва

Задача управления предприятием как задача принятия решений в своей формальной части связана с формированием модели функционирования этого предприятия и решением различного рода математических задач на этих моделях, преимущественно задач оптимизации. К настоящему времени известны канонические модели для различных видов производств. Их адаптация к конкретному производству, как правило, состоит в переходе от формальных математических объектов к набору данных, характеризующих рассматриваемое производство в текущий/заданный момент времени. Получение этих данных, число которых в реальных моделях оценивается тысячами, представляет существенную проблему. Особенно учитывая, что в процессе функционирования предприятия, как объекта управления, они постоянно меняются, что требует регулярного обновления модели.

В представленной работе предлагается подход к построению унифицированного интерфейса между математической моделью предприятия и его ERP-системой как источника данных о фактическом текущем состоянии его производств.

Проблема создания такого рода интерфейса состоит в том, что автоматизированные информационные системы, в том числе и ERP-системы, инкапсулируют в себе информацию о протекающих в них процессах. Как следствие, инкапсулируется множество связей, определяющих структуру системы, а так же множество хранимых данных. Это делает невозможным доступ к порождаемой информации как к единому целому. Именно поэтому, на сегодняшний день, решение задач получения данных из автоматизированных систем не имеет регулярной основы. Де-факто эти решения сводятся к написанию специфичных экстракторов данных, которые необходимо дорабатывать при любом изменении множества извлекаемых данных.

В отличие от сказанного, в работе предлагается разработка механизмов, которые учитывают специфику конкретной ERP системы и позволяют восстанавливать «образ» инкапсулированного процесса. В общем случае, этот «образ», являясь некоторого рода отображением, сам инкапсулирует в себе данные процесса (в силу специфичности функциональности конкретной ERP- системы).

«Образ» представляет собой, по сути, интерфейс процесса. Его реализация в среде конкретной системы позволяет работать с производственным процессом как с единым целым. Несколько реализаций интерфейса в разных автоматизированных системах управления позволяют системам взаимодействовать через единый интерфейс как единому целому.

Парадигмальная платформа системозакономерного запуска развития высокотехнологичных комплексов на синергетическую магистраль

Куприн И.Л., Давыдов А.Д.,
МАИ, г. Москва

Новая технологическая революция, свершаемая сменой парадигмы развития Сложного становится реальностью с познанием сущности ее системозакономерного проявления. Оно – в техноценотическом развитии высокотехнологичных комплексов (ВТК) с базированием на модульную стратегию их развития (МСР) и в новом содержании стратегической реакции больших систем на угрозы/спрос, в малоресурсоемком инвариантном среде развитии искомого техноценотического целого с признаками поведения на энергетическом минимуме воспроизводства его робастных свойств. Принципиальная же проблема - в адекватности реализации научно-практических основ такой

стратегии развития и свойств поведения ВТК, формируемых на ее основе, через скоростное комплексирование любого из их техноценотических фрагментов, любого масштаба под спрос и ответной системной интеграции орг-экономических структур с направленным воспроизводством техноценотических, наделенных робастными свойствами по всей их жизни. Жизни – стремящейся к квазибесконечности. Практический путь реализуемости таких доминант развития пролегает, все же, через, назовем их так, «системно-сетевые Проекты развития» Сложного с «подхват-разгонной» динамикой воспроизводства любого его техноценотического фрагмента под спрос, а также через системноэкономическую инспекцию прогрессивности систем и процессов в их направленности на магистраль развития.

Парадигмальная платформа системноэкономического запуска развития высокотехнологичных комплексов на синергетическую магистраль является теоретическим базисом системноэкономической концепции МСР. Здесь развитие происходит в целеориентированной системной триаде упорядоченности в виде единой системы «унификация-полификация-микростандартизация», обеспечивающей направленность, непрерывность и синхронизацию воспроизводства развивающегося целого с робастными свойствами. В серии наших работ вскрыта безальтернативность МСР в перспективах глобального развития, очерчивая контуры синергетической магистрали, техноценотическую прагматику развития в рамках новой парадигмы, где в основе – технологический переход от систем принципиально закрытых к системам принципиально открытым, от состояния систем к системам с поведением и ультрастабилизацией целевого функционирования с малоресурсоемким скоростным откликом на угрозы/спрос на силовом и рыночном поле взаимодействия со средой. При смене парадигмы развития Сложного такие открытые системы с переменной распределенной структурой в условиях МСР составляют основу направленного и устойчивого развития при разноинтенсивном спросе и время-ресурсном дефиците. Выход в перспективах становления техносферы будущего на техноценотические системообразования принципиально ориентирован на технологический прорыв в область прокладки магистрального развития Сложного с асимметрией отклика больших систем на угрозы/спрос, что может быть вполне адекватно опознано, признано и реализовано.

Исследование и формирование концепции управления затратами на ОКР.

Матвеев Д.Н., Суханова Л.Н.,
МАИ, г. Москва

Технические характеристики продукции закладываются на этапе ее разработки, цена будущего изделия также непосредственным образом зависит именно от технических решений ее разработчика. Так, затраты на создание продукции могут колебаться от 10 до 30% от общих затрат жизненного цикла, что отражается на цене конечного продукта.

Таким образом на первых стадиях проектирование системы управления затратами на ОКР актуальным является анализ существующих концепций управления затратами по созданию наукоемкой и высокотехнологичной продукции, с целью выработки собственной концепции управления и определения направлений совершенствования.

Управление затратами на ОКР – это сознательное целенаправленное воздействие со стороны экономического субъекта на затраты труда и капитала при разработке продукта с целью их минимизации при обеспечении заданных технических, технологических, эксплуатационных и ценовых характеристик продукта.

Существует множество концепций управления затратами в сфере производства и реализации продукции, но ни одна из них не может быть в полном объеме применена для управления затратами на ОКР, это связано с вероятностным и итерационным характером опытно-конструкторских работ. В связи с этим жестко привязать оцененные затраты к временным периодам и на этом основании строить высокоточные бюджеты и графики затрат для долгосрочных и высокозатратных ОКР практически невозможно. Основные концепции управления затратами представлены в матричном виде.

Наиболее перспективно с точки зрения эффективного управления инвестициями и повышения их отдачи применение концепции Target Costing. Данная концепция впервые была применена в корпорации Toyota в 1965г. для создания наукоемкой продукции. Target Costing – это целостная концепция управления, поддерживающая стратегию снижения затрат и реализующая функции планирования и производства новых продуктов, превентивного контроля издержек и калькулирования целевой себестоимости в соответствии с рыночными реалиями.

Для определения целевой себестоимости изделия (услуги) величина прибыли, которую хочет получить фирма, вычитается из ожидаемой рыночной цены. Далее все участники производственного процесса – от топ менеджеров до рабочих – трудятся над тем, чтобы спроектировать изделие, соответствующее целевой себестоимости.

Стоит заметить, что перепроектирование продукта не соответствующего ожидаемым затратным характеристикам может привести к неуправляемому росту инвестиционных расходов, что в конечном итоге даже при достижении целевых показателей себестоимости продукта приведет к некупаемости затрат.

Таким образом любая система планирования и управления затратами на ОКР должна быть достаточно гибкой. При управлении затратами на ОКР необходимо сочетать эффективные элементы действующих концепций – традиционных для процесса производства продукта с инструментарием и опытом, используемым в ОКР.

Концепция технологии управления инновационными наукоемкими проектами.

Михайлов К.Е., Лазников Н.М.,
МАИ, г. Москва

На данный момент существует большое количество инструментов управления компаниями и предприятиями. Современные инструменты и методы, широко используемые в мировой практике стали привлекать внимание отечественного бизнеса относительно недавно. Важно то, что в России в отличие от западной практики управления, более интенсивное внедрение новых методов и инструментов происходит в малом бизнесе, но не в крупных компаниях. При этом в малом бизнесе чаще запускаются отдельные инструменты, вычлененные из единой системы, будь то система сбалансированных показателей (Balanced ScoreCard, BSC), система всеобщего управления качеством (Total Quality Management, TQM), теории ограничений (Theory of Constraints, TOC) или бережливого производства (Lean Production) и т.п. В то время как в крупных компаниях чаще всего стараются запустить полную копию модели, не думая о том, что она была построена при иных внешних и внутренних условиях.

В работе показаны два аспекта: первое – что оба пути по внедрению новых инструментов управления являются неверными, если они осуществляются без ориентации на цель компании. А второе – предлагается качественно новое видение в управлении проектами в крупных промышленных компаниях российской авиационной отрасли, которое является базисом методологии целевого управления.

Методология целевого управления разрабатывается как синтез основных принципов существующих практик управления проектами, позволяющая в зависимости от нынешнего состояния и положения компании на рынке выбрать для себя те методы и инструменты из всего существующего их многообразия, которые наиболее полно подойдут ей в рамках внешних и внутренних условий и ограничений. При этом вектором является стоимостно-ориентированное управление, цель

которого – увеличение стоимости компании, что определяет критерии для выбора соответствующего инструмента. Сказанное концептуально иллюстрируется при рассмотрении жизненного цикла проекта, на каждом этапе которого происходит определение набора показателей и критериев и формируются «инструментальные ящики» Драгана З. Милошевича.

Для того чтобы инструменты работали максимально эффективно, они должны быть правильно внедрены в механизм управления, что провести на практике крайне сложно. Разрабатываемая методология позволяет сформировать новый подход к управлению компанией, связывая между собой стратегию и операционную деятельность, и создать индивидуальную модель, ориентированную под цели и миссии конкретной организации, тем самым уменьшая и сглаживая волны сопротивления к ее внедрению.

Сравнительная оценка стоимости внешних источников финансирования промышленных предприятий

Опрышко Н.В., Рубан Н.В.
МАИ, г. Москва

Проблемой развития российской промышленности с точки зрения обеспечения ее конкурентоспособности являются моральный и физический износ основных фондов и низкие темпы их обновления. Данная ситуация чревата не только потерей доли рынка но, что самое опасное, приводит к различным катастрофам с человеческими жертвами, как например авария на Саяно - Шушенской ГЭС.

Высокий уровень инфляции, обесценивающей амортизационные отчисления, а также убыточность или низкая прибыльность большинства российских промышленных предприятий вынуждают предприятия обращаться к внешним источникам финансирования: банковский кредит, лизинг, государственная поддержка. Наиболее распространенными внешними источниками финансирования в нашей стране являются кредит и лизинг, каждый из которых имеет свои недостатки и преимущества стоимостного и нестоимостного характера. Рассмотрим стоимостную оценку кредита и лизинга.

Для определения оптимального способа финансирования разработана система сравнительной оценки стоимости кредита и лизинга, которая позволяет получить информацию о реальной стоимости кредита или лизинга.

При расчете стоимости кредита необходимо исходить из того, что часть расходов по кредиту относится на себестоимость и уменьшает сумму налога на прибыль, а также необходимо иметь в виду, что денежные потоки, относящиеся к различным периодам времени, необходимо дисконтировать. При расчете стоимости лизинга

необходимо учитывать, что все лизинговые платежи списываются на себестоимость, за счет использования коэффициента ускоренной амортизации сокращается срок использования основного средства и соответственно сумма налога на имущество, кроме того, необходимо также учитывать временной фактор, дисконтируя денежные потоки, относящиеся к различным периодам времени. Однако обычно сумма переплаты по лизингу гораздо выше, чем переплата по кредиту за счет обязательного страхования предмета лизинга и появления дополнительного посредника в лице лизинговой компании. И полученная в результате расчета сумма стоимости лизинга позволит ответить на вопрос – смогут ли преимущества лизинга в виде экономии на налогах покрыть его недостатки в виде переплаты, и будет ли действительно выгодно для промышленного предприятия заключить договор лизинга, если есть возможность взять необходимую сумму в кредит.

Анализ внутренних рисков проекта авиационного комплекса с учетом логики инженерного проектирования

Спицин А.Г., Хмелевой В.В.,
МАИ., г. Москва

Риск проекта – это неопределенное событие или условие, которое в случае возникновения имеет негативное воздействие по меньшей мере на одну из целей проекта, например сроки или стоимость. В отношении известных рисков можно планировать ответные действия с помощью методов управления рисками.

Управление рисками проекта включает в себя идентификацию рисков, качественный и количественный анализ рисков, прогнозирование рисков, реагирование на риски.

Идентификация рисков предусматривает определение рисков, способных повлиять на проект, и создание их структуры. Риски типового инженерного проекта должны подразделяться на внешние и внутренние. Внутренние риски связаны с процессами инженерного проектирования. В данной работе рассмотрена подсистема внутренних рисков, установлены причины их возникновения и показана связь между рисками как внутри одного этапа, так и в рамках всего проекта. Система внутренних рисков содержит в себе конструкторский, плановый и финансовый риски.

Конструкторским риском называется риск срыва проекта, связанный с невозможностью реализации концепции авиационного комплекса АК. Конструкторский риск представляет собой риск возникновения проблемы проектирования, которую не удалось решить главному разработчику АК. Как правило такой риск очень высок на этапах вплоть до аванпроекта. Величина конструкторского риска не зависит от

плановых и финансовых рисков, а определяется степенью научно-технического развития авиационной отрасли и зависит от уровня научно-технического потенциала (НТП) фирмы-разработчика авиационного комплекса (АК). Определение конструкторского риска является сложной задачей сравнения научно-технических характеристик (НТХ) разрабатываемого АК с НТП разработчика.

Плановый риск, в отличие от конструкторского существует на всех этапах жизненного цикла и связан с возможным изменением сроков каждого этапа и как следствие нарушением обязательств перед заказчиком.

Финансовый риск – вероятность нанесения финансового ущерба заказчику из-за невыполнения проекта (прекращения работ до его завершения).

Перечисленные выше риски на данном этапе исследования представлены в рамках концепции объективных вероятностей, что на практике не имеет места из-за отсутствия статистических данных, поэтому данная система рисков должна использовать нечеткую логику и экспертные оценки.

Основные принципы вывода предприятия из финансового кризиса

Халил Р.Х., Гритченко В.В.,
МАИ, г. Москва

Формирование Антикризисного финансового управления, которое представляет собой систему принципов и методов разработки и реализации комплекса специальных управленческих решений, направленных на предупреждение и преодоление финансовых кризисов предприятия, а также минимизацию их негативных финансовых последствий.

Выбор направлений механизмов финансовой стабилизации предприятия, адекватных масштабам его кризисного финансового состояния.

Выбор конкретных механизмов финансовой стабилизации в процессе реструктуризации основных параметров финансовой деятельности предприятия в условиях его кризисного развития должен быть направлен на поэтапное решение следующих задач: устранение неплатежеспособности; восстановление финансовой устойчивости; финансовое обеспечение устойчивого роста предприятия в долгосрочной перспективе.

Разработка и реализация комплексной программы вывода предприятия из финансового кризиса. Такая комплексная программа разрабатывается обычно в форме двух альтернативных документов комплексного плана мероприятий по выводу предприятия из состояния

финансового кризиса или инвестиционного проекта финансовой санации предприятия.

Комплексный план мероприятий по выводу предприятия из состояния финансового кризиса разрабатывается в тех случаях, когда предусматривается использование преимущественно внутренних механизмов финансовой стабилизации в рамках объема финансовых ресурсов, формируемых из внутренних источников.

Инвестиционный проект финансовой санации предприятия разрабатывается в тех случаях, когда предприятие для выхода из финансового кризиса намерено привлечь внешних санаторов. Такой проект носит форму бизнес-плана санации и содержит обычно следующие основные разделы: общие сведения о saniруемом предприятии; оценка кризисного состояния предприятия; обоснование концепции и формы санации предприятия; система предлагаемых мероприятий по финансовому оздоровлению; ожидаемые результаты санации.

После разработки и утверждения комплексной программы вывода предприятия из финансового кризиса предприятие приступает к ее реализации.

Контроль реализации программы вывода предприятия из финансового кризиса. Такой контроль возлагается, как правило, на главных менеджеров предприятия. Основная часть мероприятий комплексной программы вывода предприятия из финансового кризиса контролируется в системе оперативного финансового контроллинга, организованного на предприятии. Результаты контроля выполнения программы требуют периодического обсуждения с целью внесения необходимых корректив, направленных на повышение эффективности антикризисных мероприятий.

Особенности ценообразования на продукцию в наукоемких отраслях

Чув А.С., Гдалева О.В.,
МАИ, г. Москва

В настоящее время научные исследования и разработки наукоемкой продукции имеют приоритетное значение для ускорения научно-технического прогресса, как в конкретной стране, так и во всем мире.

При объяснении объективной основы развития наукоемких отраслей в современной экономике следует учитывать специфический механизм ценообразования на наукоемкую и инновационную продукцию. Для наукоемких производств существенно по сравнению с другими отраслями повышены расходы на исследования и проведение НИОКР. Эти расходы общественно признаны потребителями и статистически отражены в повышении относительной величины добавленной

стоимости в структуре стоимости продукции и, следовательно, определяют статистический феномен.

Проведя анализ формирования стоимости на наукоемкую продукцию, и рассмотрев структуру наукоемких отраслей, можно выявить следующие основные закономерности:

В связи с ростом научного потенциала, как следствием научно – технического прогресса, жизненный цикл наукоемкой продукции имеет тенденцию к сокращению т.к. она постоянно модифицируется по эволюционной или революционной модели развития, что в свою очередь обусловлено объективными экономическими предпосылками и концепцией развития современного общества.

При прочих равных, увеличение капиталовложений в исследования и НИОКР приводят к увеличению степени инновационности и новизны продукции, и как следствие к увеличению спроса и возможности увеличения добавленной стоимости продукции за счет степени ее новизны. Аналогичным образом, можно охарактеризовать и обратный процесс – при снижении степени новизны продукции ее стоимость уменьшается. В то же время эти процессы имеют динамический характер, и, следовательно, производитель должен постоянно осуществлять финансирование исследовательских проектов, причем максимизация прибыли в краткосрочном периоде, за счет снижения финансирования исследовательских проектов, может отрицательно сказаться на стратегическом потенциале производителя.

Внедрение инновационных технологий в производство может увеличить издержки в краткосрочном периоде, и, следовательно, привести к увеличению стоимости продукции. Как правило, разработка инноваций в технологии направлена на повышение качества процесса производства продукции.

Деятельность предприятия по внедрению новых технологий, производству новой, либо модифицированной продукции имеет явную проектную составляющую, следовательно, при анализе и разработке экономических моделей необходимо учитывать отличия проектно – ориентированных структур от операционных.

Особенности взаиморасчетов в специализированной сети связи гражданской авиации в условиях ее модернизации

Бродская А.А.,
МАИ, г. Москва

В настоящее время в отрасли гражданской авиации реализуются мероприятия, предусмотренные вторым этапом Концепции создания и развития Аэронавигационной системы России, принятой Правительством РФ в октябре 2006 года. В период 2008 — 2015 годов предусмотрено обеспечение перехода к перспективным наземным,

бортовым и спутниковым средствам и системам. В рамках этой программы осуществляется внедрение современных технологий обмена информацией, связанных с использованием глобальной навигационной спутниковой системы, а также других перспективных систем, соответствующих принятой ИКАО концепции CNS/ATM.

Основной объем информационных услуг на воздушном транспорте осуществляется международной сетью AFTN. Её российским аналогом является авиационная наземная сеть передачи данных и телеграфной связи (АНС ПДиТС). В соответствии с концепцией ИКАО эти сети в будущем должны быть преобразованы в глобальную сеть авиационной цифровой электросвязи (ATN). Используемая в настоящее время «Методика расчета тарифов на услуги центров связи АНС ПДиТС» была разработана в 1990-е годы. На сегодняшний день она уже не в полной мере соответствует современным условиям функционирования авиационной транспортной системы. В частности, влияние на АНС ПДиТС оказал процесс укрупнения и объединения существующих центров управления полетами, т.к. многие операторы сети входят в состав предприятий воздушного транспорта, оказывающих услуги по аэронавигационному обслуживанию. Кроме того, изменение организационной структуры ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» (Корпорация) позволило исключить взаиморасчеты между операторами сети, входящими в состав филиалов Корпорации. В связи с происходящими в системе организации воздушного движения (ОрВД) изменениями возникла необходимость внести изменения в структуру взимаемых в системе ОрВД сборов, в частности тарифов на услуги АНС ПДиТС. Выполнен анализ и предложены варианты изменения системы формирования тарифов на услуги специализированной сети связи гражданской авиации, основанные на алгоритме среднестатистического распределения потоков передаваемых сообщений и принципе пропорционального распределения расходов сети между пользователями и операторами сети.

Формирование структурной схемы системы стратегического управления риском предприятия авиационно-промышленного комплекса на основе стоимостного подхода

Бадалова А.Г., Пантелеев П.А.,
МАИ, г. Москва

В работе предложена структурная схема системы управления риском промышленного предприятия, специализирующегося на разработке новых образцов авиационной техники, представляющая собой многоконтурную систему с обратной связью. Четыре взаимосвязанных контура соответствуют четырем горизонтам управления: нормативно-стратегическому, стратегическому, тактическому, оперативному.

Управление строится таким образом, чтобы в каждом контуре реализовывалась соответствующая цель управления.

Для контура оперативного управления это выполнение условия положительности отклонения рентабельности собственного капитала от требуемой величины в любой момент функционирования системы. Используемое условие отражает требование устойчивого поддержания величины рентабельности собственного капитала не ниже требуемого уровня.

Для контура тактического управления это выполнение условия положительности отклонения значения экономической добавленной стоимости от ожидаемого значения.

Для контура стратегического управления это выполнение условия положительности отклонения фундаментальной стоимости предприятия через заданное число стандартных периодов времени от ожидаемого значения.

Для контура нормативно-стратегического управления это контроль над вектором отклонений всех перечисленных выше показателей.

Орган управления в контуре более высокого уровня (внешнего контура по отношению к рассматриваемому) может принимать решения, относящиеся к компетенции более низких органов управления.

Система управления функционирует в непрерывном времени, реагируя на изменения внешней среды (внешних рискообразующих факторов) и внутренних рискообразующих факторов.

Предложенная схема удовлетворяет основным принципам управления: непрерывности (все контуры непрерывно реагируют на результаты воздействия внешних и внутренних рискообразующих факторов); целенаправленности (каждый контур управления функционирует для достижения определенной цели, непосредственно связанной с целями функционирования остальных контуров системы); системности (применяется принцип обратной связи, последовательная реализация которого позволяет текущим финансовым результатам деятельности предприятия влиять на характер его функционирования); комплексности (система позволяет управлять различными группами рисков, так и риском промышленного предприятия в целом).

Проблемы подбора авиаперсонала в условиях выхода из экономического кризиса

Ковалев А.А.,
МГТУ ГА, г. Москва

В 2008 г в Россию нагрянул экономический кризис. В самый разгар кризиса в авиакомпаниях происходили крупномасштабные сокращения персонала, в некоторых компаниях доходило до 20 процентов сокращений от общего числа работников, помимо этого сокращению

подверглись денежные вознаграждения за труд, серьезному урезанию подвергся социальный пакет и др. Многие специалисты высшего уровня попали под сокращение и были вынуждены искать новые места работы, а кто-то менять профиль деятельности. В данное время происходит процесс стабилизации российской экономики после кризисного падения 2008 г. Рынок авиауслуг постепенно набирает обороты. Многие авиакомпании начинают выбираться из сложной финансовой ситуации и перед ними встает вопрос о новом наборе высококвалифицированных сотрудников, расширении штата, открытии новых филиалов. Как правильно найти? Как правильно замотивировать сотрудника, уберечь его от заманчивых предложений конкурента и сделать так, чтобы он выкладывался на 150 процентов? Над этими вопросами трудится не один hr-специалист.

Успешное функционирование любой организации зависит от результатов труда ее работников, то есть персонала организации. Но персоналом, как и любым элементом организации, необходимо грамотно и четко управлять. Руководитель должен понимать кого и на какую должность назначить, какие функции или полномочия возложить на того или иного сотрудника, и, конечно, обосновывать свои управленческие решения, что еще раз доказывает, что к вопросам управления персоналом необходимо подходить с научно обоснованной точки зрения.

В ближайшее время прогнозируется передел рынка квалифицированных специалистов. Эта каста всегда была в дефиците в авиации, а в период стабилизации экономики и ее роста постепенно рынок труда переходит из рук работодателя в руки специалиста. Теперь они начинают говорить о повышении заработной платы, возвращении социальных льгот, утраченных в 2008 г, и в некоторых случаях могут выставлять работодателю свои условия продолжения работы в данной структуре. У них появляется выбор. Большинство авиакомпаний в 2010 году снова открыли прием на работу.

Настоящее время диктует очень суровые условия для hr-специалистов когда нельзя уступать битву на рынке труда за высококлассных работников, чтобы “попасть в струю” развития экономической ситуации в стране и авиаотрасли соответственно, с наиболее квалифицированными кадрами и персоналом, замотивированным и удовлетворенным работой в авиакомпании.

Анализ путей повышения эффективного использования оборудования в инновационном металлообрабатывающем производстве

Малыхин А.Н., Рыжков А.В.,
СГАУ, г. Самара

В настоящее время промышленное производство в России находится в фазе глубоких преобразований, которые проводятся на основе его технического перевооружения, а также технологического и организационного совершенствования. Создание инновационного современного производства требует пересмотра принципов его функционирования. Это является необходимым условием эффективного развития, но не достаточным. Без переосмысления и изменения устаревших подходов в подготовке производства нельзя добиться нужной производительности оборудования.

К сожалению, в настоящее время предприятия ограничиваются закупкой нового дорогостоящего оборудования, но мало занимаются реорганизацией производственных процессов, что приводит к низкой эффективности.

Существует множество особенностей производства, которые следует учитывать при модернизации и замене оборудования.

Важнейший фактор, кардинально влияющий на производительность предприятия – это простой оборудования. Каждая секунда простоя понижает производительность и ударяет по «карману» предприятия. Естественно для оптимизации производства следует максимально минимизировать простои. А для этого нам необходим контроль.

Для контроля необходимо использовать выборочный метод обследования, например метод моментных наблюдений.

Рассмотренная методика была использована при анализе работы крупного цеха машиностроительного предприятия.

Учет и контроль всех вышеперечисленных параметров – задача сложная и для ее оптимизации требуется внедрение информационных технологий и системного подхода.

Для составления модели «КАК ЕСТЬ» (модели нынешнего состояния предприятия) поможет IDEF0 стандарт. Составить модель перехода можно в среде BrWin.

Для эффективного аудита и контроля, разработки моделей улучшения и развития предприятия необходимо внедрение современных информационных технологий – к ним относятся CALS-технологии.

Применение информационных технологий сопровождения и поддержки наукоемкой продукции на всех этапах жизненного цикла и системный подход является одним из главных инструментов повышения эффективности промышленного производства.

Хеджирование инвестиционного портфеля предприятия с помощью синтетических финансовых инструментов

Жданов И.Ю., Афанасьева О.А.

МАИ, г. Москва

Принятие инвестиционных решений и, в частности, управление инвестиционным портфелем, является важной частью любой управленческой деятельности на предприятии. Как правило, управление инвестиционным портфелем протекает в ситуации неопределенности и неполноты информации - это создает, так называемый, риск неопределенности. Управленческие решения всегда принимаются на основе модели, но, так как любая модель является только отражением реального мира, то она содержит модельный риск. Общепринятой моделью описания динамики фондового рынка считают гипотезу эффективного рынка. Однако в реальной практике управления инвестиционным портфелем встречаются различные аномалии или так называемые «эффекты», которые не могут быть объяснены и спрогнозированы существующими моделями. Сюда можно отнести такие эффекты как: «heavy tails», автокорреляция доходностей, календарные эффекты, эффекты мультипликаторов P/S, PV/BV, P/E, размера компании, IPO и др. Не учет при управлении инвестиционным портфелем эффектов и неопределенности рынка приводят к снижению доходности и возможным крупным убыткам.

Для того что бы снизить влияние модельного риска и риска неопределенности на инвестиционный портфель используют методы хеджирования. Под хеджированием понимается преобразование риска из неприемлемых для инвестор форм, в более приемлемые. В работе предлагается использовать для хеджирования нестандартный подход, основанный на применении синтетических финансовых инструментов (СФИ). Синтетические финансовые инструменты представляют собой искусственно созданную совокупность финансового инструмента и активной стратегии управления этим инструментом. Многообразие различных методов управления позволяет расширить множество хеджирующих инструментов на фондовом рынке. Активная стратегия позволяет адаптивно и своевременно страховать риски инвестиционного портфеля. СФИ могут быть использованы, как с активными, так и с пассивными стратегиями управления портфелем. СФИ позволяют сгладить нежелательные колебания доходности инвестиционного портфеля.

Так как управление синтетическим финансовым инструментом и управление самим инвестиционным портфелем строится на различных аналитических методах, то наличие асимметрии в методах управления создает не только эффект хеджирования инвестиционного портфеля, но и позволяет получать дополнительную прибыль.

Формирование системы автоматизированного принятия решений на фондовом рынке с использованием нейронных компьютерных технологий

Жданов В.Ю., Афанасьева О.А.

МАИ, г. Москва

Одним из главных элементов успешного развития промышленного предприятия является принятие инвестиционных решения о размещении денежных средств на фондовом рынке для получения дополнительного дохода. Ошибки в инвестиционных решениях могут дорого обойтись предприятию и в дальнейшем могут оказать негативное влияние на всё его развитие. Отсюда вытекает потребность предприятия в автоматизации процесса принятия обоснованных инвестиционных решений на фондовом рынке. С этой целью предлагается создать автоматическую торговую систему.

Под автоматической торговой системой подразумевается совокупность вычислительных средств, программного обеспечения, баз данных, и другого оборудования, обеспечивающих возможность совершения сделок, прогнозирования ситуации на рынке, а также поддержание, хранение, обработку и информации, необходимой для совершения и исполнения сделок с ценными бумагами и финансовыми инструментами на фондовом рынке. Одна из ключевых задач автоматической торговой системы заключается в прогнозировании динамики изменения показателей фондового рынка.

Поскольку прогнозирование никогда не сможет полностью гарантировать результат, то есть существует риск неправильного прогноза, необходимо постоянно совершенствовать методы прогнозирования. Известные на сегодня методы прогнозирования можно разделить на два больших класса: статистические и нестатистические. Большинство реальных процессов, в том числе изменение показателей рынка ценных бумаг, не могут быть правильно описаны с помощью традиционных статистических моделей, так как эти процессы нелинейные и имеют либо хаотическую, либо квазипериодическую, либо смешанную базу. В связи с этим, актуальным является использование методов прогнозирования, основанные на нейронных сетях (Neural Network).

Нейросетевая методология прогнозирования находит успешные применения в практике управления и принятия решений, в том числе - в финансовых и инвестиционных сферах. Лежащая в ее основе теория нелинейных адаптивных систем доказала свою полезность при выработке прогнозов в целом ряде отраслей экономики и финансов.

Применение новейших методов прогнозирования фондового рынка в сочетании с системой автоматического принятия инвестиционных

решений позволит уменьшить человеческие ошибки и даст возможность предприятию получать дополнительный доход.

Проблемы финансирования проектов по созданию ракетно – космической техники

Куриленко А.Н., Новиков В.М.
Организация «Агат», г. Москва

Рассматривается тенденция и причины роста затрат на реализацию реальных космических проектов. Например, создание РН «Зенит» (1989г.) обошлось в 1,3 млрд. руб. (в текущих ценах), а проект РН «Ангара» оценивается уже ~ в 40 млрд. руб.

Основными причинами удорожания являются: возрастание сроков разработки, несоответствие фактического распределения затрат по годам разработки нормативному, увеличивающаяся сложность космической техники, возложение на КА большого количества задач, падение объемов работ по госзаказу, образование избыточной инфраструктуры и инфляционные процессы, сопровождающие переход экономики на рыночные отношения и др.

Серьезные трудности имеют место и в технологической области: снизился ежегодный темп обновления основных фондов, ухудшилась структура производственного оборудования, доля морально и физически устаревшего оборудования достигла 70%, под угрозой утраты находятся уникальные технологии космического машиностроения.

Суть проблемы заключается в нахождении равенства, возможно путём компромисса, между потребностями государства в космических технологиях и возможностями науки и промышленности в их обеспечении.

Предлагается уже на ранних этапах создания ракетно-космической (т.е. в процессе подготовки программных, плановых и контрактных документов, включая представляемые на конкурсе) прогнозировать и учитывать фактические и вероятные ограничения научно-технического, технологического, производственного и, в особенности, финансового характера, влияющие на ход выполнения принимаемых программ и проектов.

Приведены данные о нормативном и фактическом распределении затрат по годам для различных этапов (вариантов) определения сметной стоимости работ по проекту «Ресурс-ДК». Анализ данных показывает, что фактическое финансирование по годам разработки значительно расходится с нормативным, имея тенденцию к занижению финансирования на ранних этапах ОКР.

Рассмотрен и ряд других факторов, которые в свою очередь усугубляют это явление, например, закупка электроники за рубежом. Показано, что использование новых комплектующих приводит порой к

полному пересмотру схмотехники и архитектуры КА, что требует дополнительных средств и дополнительного времени на его доработку.

Предлагаемые меры по оздоровлению ситуации:

- сокращение номенклатуры ОКР до оптимального уровня;
- более строгий подход к определению приоритетности тем;
- финансирование приоритетных тем в соответствии с нормативным распределением затрат по годам разработки;
- введение системы поощрения и штрафов, стимулирующей выполнение работ в установленные сроки в рамках принятой заказчиком цены работ;
- вернуться к определению и анализу сметной стоимости проекта в целом и ее экспертизе независимыми организациями с учетом требований современной системы ценообразования на продукцию и услуги ракетно-космической промышленности.

Инновационный вызов России: особенности современного этапа, необходимость и возможность ответа

Панкова Л.В.
МАИ, г. Москва

В контексте высокой общемировой динамики инновационной развития в докладе рассматриваются важнейшие проблемы современного этапа инновационной деятельности в наукоемком секторе России, в значительной степени, как известно, сосредоточенного в рамках оборонно-промышленного сферы, в том числе, и, прежде всего, в аэрокосмическом комплексе.

Отмечается, что в структуре мировой экономики оборонно-промышленная сфера - общепризнанный генератор инноваций, «запускаемый» военными потребностями и государственными приоритетами научно-технического развития. При этом инновации, связанные с задачами обороны, как правило, находят и гражданское применение, расширяя совокупный спрос и коммерциализацию НИОКР.

Подчеркивается, что динамичное развитие как гражданского, так и военного секторов экономики при их глубоком взаимодействии становится одной из ведущих мировых тенденций, а их эффективный и рациональный синтез следует рассматривать и как важнейший фактор развития.

Обобщаются наиболее важные изменения в области инновационной деятельности наукоемкого сектора промышленно-развитых стран мира и, прежде всего, США, способствующие существенному укреплению их национальной инновационной способности. Отмечается, что позитивный опыт США в наращивании инновационной активности заслуживает детального рассмотрения, чтобы с этих позиций оценить особенности развития инновационной деятельности в оборонном

секторе экономики России, который после сложного и неоднозначного периода 90-х годов находится перед лицом **новых вызовов**, создаваемых активным переходом большинства стран мира к инновационной экономике, а также твердым курсом США на непрерывность и динамизм использования новых знаний в целях совершенствования военно-технических и военно-экономических приготовлений.

Выделяются важнейшие этапы в развитии инновационной системы США – лидера мирового инновационного развития. Особое внимание уделяется последним трем десятилетиям, когда в США был теоретически подготовлен и практически реализован мощный прорыв к инновационной экономике. Этого удалось добиться, прежде всего, благодаря разработке и последовательному наращиванию (с 1980 г.) эффективной законодательно-правовой основы инновационной деятельности; кардинальному усилению стимулирования спроса в экономике посредством крупных правительственных инвестиций, содействия развитию корпоративной сферы, через государственные заказы и расширение спектра правительственных инициатив в области развития наукоемких продуктов и технологических процессов, в том числе и на основе государственно-частного партнерства.

Подробно рассматриваются инструменты и факторы стимулирования инновационного развития за счет формирования спроса. Особое внимание уделяется анализу государственной поддержки исследований и технологий.

Проблемы оценки экономического эффекта реализации коммерческих услуг космической деятельности

Ловчинская М.В., Прохорова Е.П.
МАИ, г. Москва

Статья «Проблемы оценки экономического эффекта реализации коммерческих услуг космической деятельности», посвящена актуальной проблеме, с которой сталкиваются предприятия космической промышленности при реализации различных коммерческих услуг космической деятельности – расчету экономического эффекта.

В последние годы мировая практика показала, что освоение космоса имеет не только научный и военный характер, но также может являться объектом коммерческой деятельности. Реализация многих космических проектов и программ доказала эффективность космической деятельности при решении ряда прикладных задач, возникающих практически в любой сфере деятельности человека. Это обуславливает необходимость наличия хорошей разработанной концептуальной базой, а также научно-методического обеспечения коммерческой космической деятельности в современных условиях.

При принятии решения о целесообразности создания системы, учитывая высокие затраты на ее реализацию, уже на ранних этапах проектирования особо актуально оценить эффект, возникающий от эксплуатации космической системы.

В статье рассмотрены вопросы оценки эффекта реализации коммерческих услуг космической деятельности. Продукция и услуги коммерческой космической деятельности весьма специфичны, не имеют аналогов, поэтому не всегда могут быть применимы традиционные методики расчета.

Создание принципиально новой космической системы требует учета синергического эффекта. Он рассматривается как эффект взаимодействия элементов единой космической системы, который характерен для программ, поскольку они предполагают тесное взаимодействие всех ее фрагментов. Синергический эффект космической системы является частью общего социально-экономического эффекта системы. Полученные выводы подтверждают необходимость дальнейшего исследования проблемы.

Экономические аспекты реализации проектов по утилизации космического мусора

Богачева М.Н.
МАИ, г. Москва

Проблема засорения околоземного космического пространства «космическим мусором» как чисто теоретическая возникла по существу сразу после запусков первых искусственных спутников Земли в конце пятидесятых годов. Официальный статус на международном уровне она получила после доклада Генерального секретаря ООН под названием «Воздействие космической деятельности на окружающую среду» 10 декабря 1993 г., где особо отмечено, что проблема имеет международный, глобальный характер: нет засорения национального околоземного космического пространства, есть засорение космического пространства Земли, одинаково негативно влияющее на все страны, прямо или косвенно участвующие в его освоении.

Под космическим мусором подразумеваются все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые уже неисправны, не функционируют и никогда более не смогут служить никаким полезным целям, но являющиеся опасным фактором воздействия на функционирующие космические аппараты, особенно пилотируемые. В некоторых случаях, крупные или содержащие на борту опасные (ядерные, токсичные и т. п.) материалы объекты космического мусора могут представлять прямую опасность и для Земли — при их неконтролируемом сходе с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы Земли и выпадении обломков

на населенные пункты, промышленные объекты, транспортные коммуникации и т. п. В тоже время в истории освоения космического пространства известно немало случаев столкновения космических аппаратов с мусором. В настоящее время по разным оценкам в районе низких околоземных орбит (НОО) вплоть до высот около 2000 км находится до 5000 тонн техногенных объектов. На основе статистических оценок делаются выводы, что общее число объектов подобного рода (поперечником более 1 см) достаточно неопределенно и может достигать 60 000 – 100 000. Из них только порядка 10 % (около 8600 объектов) обнаруживаются, отслеживаются и каталогизируются наземными радиолокационными и оптическими средствами и только около 6 % отслеживаемых объектов — действующие. Около 22 % объектов прекратили функционирование, 17 % представляют собой отработанные верхние ступени и разгонные блоки ракет-носителей, и около 55 % — отходы, технологические элементы, сопутствующие запускам, и обломки взрывов и фрагментации.

При более детальном рассмотрении указанной проблемы и ее решения на центральное место выдвигается вопрос оценки стоимости и сроков реализации проектов утилизации. Ответ на этот вопрос во многом определяет реализуемости в обозримом будущем процесса утилизации космического мусора.

Таким образом, можно утверждать, что в настоящее время существуют технологии утилизации космического мусора и это является основой для повышения безопасности полетов и безопасности на Земле. Решение же проблемы сейчас переводится в область экономического прогнозирования: стоимости проектов утилизации, ущербов, сроков реализации и выбора наиболее эффективного варианта.

В данной работе рассматривается комплексный прогноз по названным выше направлениям. А именно проведено прогностическое исследование стоимости и сроков реализации существующих на данный момент космических аппаратов по утилизации космического мусора. Так же было проведено прогностическое исследование роста объема космического мусора на НОО. И разработаны рекомендации по выбору наиболее оптимального варианта.

Проблемы и перспективы коммерциализации российского сегмента международной космической станции (МКС)

Белова Г.Н., Гудкова Т.Н., Корунов С.С.
МАИ, г. Москва

Процесс расширения возможностей международной космической станции за счет разработки, запуска и стыковки новых исследовательских модулей и расширения возможностей бортовой служебной и исследовательской аппаратуры приводит к существенному

росту объемов и номенклатуры научных и экспериментальных работ на орбите в интересах различных стран, фирм и корпораций, в также различных отраслей хозяйства. Это процесс все чаще сопровождается попытками сформулировать и оценить коммерческий потенциал МКС в целом и отдельных сегментов стран-участниц проекта и в основном сегментов РФ и США.

Как известно, ресурсами этих сегментов являются площадь герметичных обитаемых объектов, стыковочные узлы, установленная мощность бортовой энергетики, некоторые элементы бортовой аппаратуры, транспортные космические корабли, экспериментальные установки и др. Уже сейчас российский сегмент МКС дает коммерческий эффект за счет космического туризма, выполнения транспортных операций «Земля – МКС - Земля» и за счет возможности сдачи в аренду зарубежным потребителям части ресурсов российского сегмента. Несмотря на то, что этот коммерческий эффект с учетом его роста может оцениваться в 1,5 – 2,5 млрд. \$ в год, можно с уверенностью ожидать гораздо больший эффект за счет использования ресурсов МКС по следующим направлениям :

- дистанционное зондирование Земли в интересах экономического мониторинга, сельского и лесного хозяйства, рыбного хозяйства, картографии и геодезии, МЧС, природопользования и др.;
- навигация, геоинформационное картографирование;
- сдача в аренду ресурсов МКС;
- выполнение научных исследований и экспериментов в интересах отдельных стран и потребителей;
- проведение и коммерческая реализация результатов медико-биологических экспериментов в интересах медицины и фармакологии и др.

После запуска в 2010 году РФ нового многофункционального лабораторного модуля (МЛМ) наряду с действующими модулями СМ, МИМ-1, МИМ-2 можно уже говорить о более значимой коммерческой отдаче РС МКС.

В докладе излагаются результаты проведенных исследований и конкретные прогнозы эффективности коммерциализации ресурсов МКС.

Разработка информационной подсистемы управления затратами на проведение строительно-монтажных работ

Горай О.Н.,
МАИ, г. Москва

Одной из важнейших задач, стоящих сегодня перед руководством предприятий является задача эффективного управления

производственными затратами. Однако препятствием на пути использования накопленного в этой области потенциала остается значительная трудоемкость расчетов себестоимости производства и, как следствие, низкая оперативность получения требуемых данных. Это серьезно ограничивает возможности принятия быстрых и оптимальных решений в условиях высокой динамики цен при изменениях рыночной конъюнктуры.

Накопленный опыт автоматизации финансово-хозяйственной деятельности предприятий показывает, что реальный эффект может принести только внедрение комплексной системы, охватывающей взаимодействующие службы и процессы, созданной на основе тиражных специализированных модулей. Потребности управления современным предприятием диктуют достаточно высокий уровень требований к такой системе, важнейшими из которых применительно к управлению затратами могут быть:

объединение ранее достаточно изолированных функций планирования (технико-экономического планирования) и учета фактических затрат в рамках единой интегрированной подсистемы управления затратами;

обеспечение информационного взаимодействия подсистемы управления затратами с бухгалтерской системой, с одной стороны, и системой планирования и управления производством - с другой;

поддержка подсистемой управления затратами как существующих отраслевых особенностей так и всего спектра применяемых в настоящее время методик - нормативного метода, метода "директ-кост", ABC и др.

В деятельности любого предприятия важнейшую роль играет своевременное и точное планирование сметы учет затрат и калькуляция себестоимости выполненных работ, а так же анализ затрат. Своевременное и точное предоставление информации о затратах позволяет принимать оперативные меры по снижению затрат и как следствие увеличению прибыли, что является целью любого современного предприятия.

Так как полная автоматизация выбранной задачи значительно сократит потери рабочего времени, а так же исключит наличие ошибок, возникающих в ходе операций выполняемых вручную, тем самым упростив и облегчив условия труда работникам и значительно ускорив их работу, возникает потребность в решении данной задачи. В целях решения поставленной задачи предлагается провести полную автоматизацию подсистемы управления затрат на проведение строительно-монтажные работы путем внедрения одной из представленных на рынке информационной системы.

Управление чистыми активами организаций авиационной промышленности в условиях кризиса

Панагушин В.П., Лютер Е.В., Семенов П.Н.

МАИ, г. Москва

Чистые активы - балансовая стоимость имущества организации, уменьшенная на сумму его обязательств. Фактически, чистые активы отражают реальный собственный капитал предприятия, вложенный в активы.

Соотношение чистых активов с уставным капиталом организации является показателем инвестиционной привлекательности и одним из законодательно установленных признаков несостоятельности.

На основе статьи 99 Гражданского кодекса РФ и статьи 35 Федерального закона об акционерных обществах по окончании второго и каждого последующего года, стоимость чистых активов сопоставляется с уставным капиталом. Если стоимость чистых активов меньше уставного капитала, то организация имеет признаки несостоятельности и должно уменьшить уставный капитал до величины чистых активов.

Многие предприятия авиационной промышленности имеют чистые активы, которые меньше уставного капитала. Поэтому, возникает проблема управления чистыми активами.

Главной причиной снижения чистых активов является образование убытков прошлых лет и отчетного года. Следовательно, увеличение чистых активов связано со снижением убытков.

Организационно-экономический механизм управления чистыми активами включает в себя требования, принципы и факторы, на основе которых проводится отбор мероприятий по увеличению чистых активов. Эти мероприятия делятся на внутренние и внешние. К внутренним факторам относятся: переоценка чистых активов; дооценка основных средств; изменение учетной политики предприятия, регулирующая строку балансы «Доходы будущих периодов»; увеличение отложенных налоговых активов; уменьшение отложенных налоговых обязательств. К внешним факторам относятся: выделение государственной поддержки; выделение субсидий; выделение государственных заказов предприятиям; рефинансирование задолженности по кредиту.

Разработка информационной подсистемы управления персоналом на предприятии ракетно-космической промышленности

Маркова А.Н.,

МАИ, г. Москва

Задача управления персоналом позиционируется как одна из главных на предприятии, ввиду того, что успешность ведения хозяйственной

деятельности во многом связана с правильной и корректной организацией человеческих ресурсов. Известно, что в своей деятельности организации вынуждены нанимать работников, как на временной, так и постоянной основе, вести документацию на каждого из них, поддерживая ее в виде, соответствующем как внутренним, так и внешним требованиям, все это сопровождается большим количеством информации, которую необходимо знать работнику кадровой службы. Поэтому для того чтобы наиболее качественно решить задачу управления персоналом целесообразно применить внедрение информационной системы на предприятии.

Система управления персоналом предназначена для автоматизации кадрового учёта предприятия и обеспечения профильной информацией связанных с ней информационных систем предприятия. ИСУП подлежит интеграции в Корпоративную Информационную Систему, которая представляет собой комплекс уже установленных на предприятии систем, в числе которых может быть бухгалтерская системами, система управления доступом. В системе УП должны быть реализованы такие возможности, как ведение личной информации о работнике, формирование приказов, справок, отчетов, форм и прочих документов, составление штатного расписания, обмен информацией с другими подразделениями.

Функциональные требования к ИСУП представляют собой следующие возможности: удаленная работа, когда пользователи могут работать в разных комнатах здания, совместный доступ к информации, когда разные пользователи должны иметь доступ к одним и тем же данным одновременно, полнотекстовый и реквизитный поиска информации по документам; формирование поисковых запросов по сотрудникам с применением фильтров. Также должны быть следующие функции: наличие модуля штатного расписания, с возможностью добавления, изменения и использования вложенной в него информации; наличие модуля расписания отпусков, с возможностью добавления, изменения и использования вложенной в него информации, возможность добавления, редактирования и удаления системных данных авторизированным пользователем.

При реализации встает вопрос о выборе качественной платформы для создания информационной базы данных. Реляционная система управления базами данных фирмы Oracle является лидером на рынке СУБД. Гибкость использования, развитые средства управления доступом и распределенная архитектура делают сервер Oracle чрезвычайно привлекательным для технологии информационных баз данных.

Обзор информационных систем документооборота представленных на российском рынке, их применяемость в авиационной отрасли

Кузнецов К.А.

МАИ, г. Москва

Сегодня, как никогда, документ как носитель информации в коммерческих организациях и государственных учреждениях играет очень важную роль. Документы являются универсальным инструментом коммуникации и управления, обеспечивают взаимодействие между структурными подразделениями и отдельными сотрудниками, являются посредником между организацией и ее клиентами, партнерами и вышестоящими инстанциями. В процессах создания, движения, обработки, распространения и хранения документов так или иначе задействованы все участники бизнес процессов – от рядовых сотрудников до руководителей. Поэтому от эффективности документооборота зависит и эффективность деятельности всего предприятия.

Главное назначение систем электронного документооборота (СЭД) — это организация хранения электронных документов, а также работы с ними (в частности, их поиска как по атрибутам, так и по содержанию).

В настоящее время в России наблюдается рост интереса к системам электронного документооборота (СЭД) среди государственных и коммерческих структур. Компании-разработчики готовы предоставить СЭД как для небольших организаций численностью 5-10 человек, так и для крупных предприятий численностью тысячи человек. Всего на рынке представлено более пятидесяти решений этого класса.

Сегодня можно выделить следующие решения от ведущих компаний-разработчиков, работающих в сфере автоматизации работы с документами:

Босс-Референт, ГранДок, Дело, ЕВФРАТ-Документооборот, CompanyMedia, Directum, DIS-системы, DocsVision, LanDocs, Optima-Workflow.

Интеграция виртуальных сетей в ИСУ

Зенин А.И.

МАИ, г. Москва

В настоящее время наиболее актуально формирование единой системы информационного управления производством. Внедрение систем класса Галактика является одним из наиболее эффективных решений и внедрений. В рамках решения осуществляется полный анализ затрат и бюджетирование, учитывающее происходящие изменения и позволяющее оперативно изменять статьи бюджета. Работа в едином информационном пространстве позволяет оперировать только

актуальными данными, что снижает вероятность возникновения ошибок при передаче работ в различные подразделения. Интеграция решения с логистической системой обеспечивает быстрый поиск и поставку необходимых для производства материалов.

В европейских странах сильно развиты системы коммуникаций, что позволяет без особых проблем связываться с любым предприятием, находящимся на значительном удалении от главного офиса. Этот вопрос встаёт достаточно остро, поскольку для внедрения систем такого уровня обязательным требованием является единая база данных. Её формирование занимает значительную часть трудовых ресурсов Российских предприятий, которые используют системы этого типа. Для эффективного формирования используются, как правило, локальные или физические соединения отдельных частей предприятия и филиалов в других городах. Создать, а впоследствии и обслуживать сетевое подключение таких масштабов требует больших финансовых вложений. Так же, не редки случаи, когда на подобные проекты требовалось в несколько раз больше временных и материальных ресурсов, чем планировалось. В ряде случаев некоторые предприятия заменяли подобные схемы аналоговыми соединениями, что сильно снижало скорость обновления базы, а, следовательно, и эффективность работы всей системы.

Для организации коммуникации нескольких филиалов ныне можно использовать глобальную сеть интернет. Однако для формирования общего взаимодействия всех филиалов и подразделений предприятия требуется непосредственное прямое соединение, для всей группы, чего глобальная сеть интернет не может предоставить. Для решения данного комплекса задач компанией LogMeIn была разработана программная среда Namachi. Программа для каждого участника виртуальной сети выделяет индивидуальный статический IP адрес, что позволяет в полной мере работать с базами данных и администрировать сети. Программа позволяет передавать любые пакеты данных и обеспечивает надёжное шифрование, как если бы это была физическая локальная сеть.

Эта программная среда не имеет особых требований к функциональным возможностям оборудования и подключения к глобальной сети интернет, что делает её незаменимой и предоставляет широкий функциональный спектр возможностей. Благодаря низким требованиям эта программа позволяет значительно сократить расходы на программные и информационные средства обеспечивающие маршрутизацию. Так же достаточно чётко прослеживается возможность использования новейших способов связи, таких как спутниковый интернет и мобильные сети.

**Оценка экономической эффективности использования
возможностей глобальной спутниковой системы глонасс для
управления природными ресурсами и природоохранной
деятельностью**
Соломатин А.Ю.
МАИ, г. Москва

Существующие методы получения природно-ресурсной и экологической информации не обеспечивают потребность региона в части разработки и принятия природоохранных, инвестиционных, проектных и управленческих решений. Необходим переход на качественно новый уровень выполняемых информационно-управляющих работ. Такой переход возможен на базе совместного системного применения аэрокосмических и традиционных наземных методов с использованием достижений науки в области разработки и создания экспертных систем, а также оптимизации механизма экологического регулирования природопользования и охраны окружающей среды. Новый информационный подход к решению проблем охраны окружающей природной среды позволит существенным образом повысить эффективность решения региональных задач, улучшить достоверность экономической оценки и прогнозирования экологического ущерба от воздействия техногенного и природного характера, а также повысить эффективность природоохранных, инвестиционных и других управленческих решений.

С другой стороны, использование космических данных тем эффективнее, чем более подготовленными окажутся потребители. Однако во многих направлениях хозяйственной деятельности технологии использования спутниковых данных находятся сегодня на начальной стадии разработки. Этот факт является основным в процессе расширения круга пользователей и эффективности использования спутниковой информации.

Развитие и широкое распространение космических методов изучения и контроля природных ресурсов, с одной стороны, и значительные затраты на получение природоресурсной и экологической информации с использованием наземных и авиационных средств, с другой, - делает весьма актуальными вопросы эколого-экономической эффективности использования различных видов космической информации.

Применение для целей природоохранной деятельности традиционных средств мониторинга (наземных и авиационных) не может в полной мере решить проблемы по ряду причин: недостаточной производительности, высоких стоимостных показателей, практической невозможности одновременного обзора больших площадей. В то же время космические средства, обладая уникальными свойствами по производительности, обзору и оперативности, обладают более высокими

потенциальными возможностями для решения региональных задач мониторинга природной среды.

Все вышеизложенное свидетельствует об актуальности постановки и проведения исследований эколого-экономических аспектов применения космической информации в сфере природопользования.

Экономическая эффективность программного средства по управлению диспетчером прилетом воздушных судов на пороге

ВПП

Вишнякова О.В., Сикачев В.Ю.

МАИ, г. Москва

Главным фактором, определяющим интенсивность воздушного движения, является расписание аэропорта, которое увязывается с технологическими операциями, выполняющимися в аэропорту по наземному обслуживанию ВС, заправке, обслуживанию пассажирских и грузовых перевозок. Одна из наиболее злободневных проблем – ограничение пропускной способности ВПП. Крупные аэропорты работают на пределах своих возможных пропускных способностей и чрезвычайно чувствительны к нарушению порядка (очередности прилета и вылета). В результате роста объема воздушного движения в загруженных регионах наблюдаются массовые задержки при выполнении полетов. Для авиакомпаний задержки влекут за собой значительных экономических затраты, обусловленные следующими причинами:

дополнительный расход топлива (задержки на взлете с уже работающими двигателями, задержки при подлете к аэропорту – неоптимальные режимы полета, круги ожидания);

- сверхурочные выплаты летному составу (при превышении норм отработанного времени);
- компенсации пассажирам при длительном времени ожидания вылета;
- при отсутствии запасных воздушных судов у авиакомпаний возможен «эффект домино» для последующих рейсов задерживающегося воздушного судна.

В настоящее время за рубежом разработан ряд программных продуктов, отличающихся развитым человеко-машинным интерфейсом и средствами интеллектуальной поддержки, позволяющими автоматизировать работу диспетчера и оптимизировать процесс прилета на ВПП. В качестве примеров средств «Менеджер прилета» (AMAN) можно привести следующие: Osyris AMAN, созданный фирмой Varco (Бельгия), 4D Planner, производства DFS (Германия).

В ФГУП «ГосНИИАС» разработан прототип программного средства «Менеджер прилета», который реализует возможности ручного и

автоматизированного управления очереди потока ВС диспетчером подхода (который решает задачи по определению очередности захода на посадку и построения необходимых интервалов эшелонирования).

Проведя расчет критериев эффективности внедрения, текущей стоимости, рентабельности, периода окупаемости программного средства «Менеджер прилета», и составив бюджет продаж, бюджет прибылей и убытков по российским и международным стандартам, можно сделать вывод, что использование ПС является эффективным. При этом реализованные в ПС интерфейс, алгоритмические и технические решения позволяют соблюдать главное условие любой системы УВД – безопасность.

Технологии интерактивного моделирования производственных и бизнес-процессов

Чуркин Э.М., Чернов В.М.

МАИ, г. Москва

Происходящая научно-техническая революция мотивирует создание новых совершенных средств и способов моделирования и управления производственными и бизнес-процессами. Возрастает значимость методов инженерного проектирования и автоматизации указанных процессов в производстве и инновационной деятельности.

Особенно важную роль моделирование играет в авиастроении, где высоки стоимость эксперимента и конкуренция.

Рассматриваемые технологии интерактивного управления (моделирования) используют новый формат и представляют новый уровень совершенствования и применения информационных технологий и научных методов моделирования конструкций и процессов жизненного цикла изделий.

В предлагаемых технологиях используется модульный принцип построения ИСУ (Интерактивной Системы Управления) в новом формате, представляющем систему в виде компонент: - Исходные данные, - Модель, - Исследовательские модели, - Портал.

Портал объединяет компоненты в систему и организует визуализацию результатов моделирования, что позволяет целенаправленно находить эффективные управленческие решения при различных изменениях внутренних и внешних условий и композиций.

Интерактивный подход упрощает построение моделей и систем, приближает эксперта-аналитика к изучаемым процессам, существенно улучшает их понимание, упрощает интерфейс, улучшает структуры программных подсистем и данных, и переводит управление производством и бизнесом на новый более совершенный уровень.

Производственные и бизнес-процессы модели представляют собой звеньевые структуры, перерабатывающие по цепочке от звена к звену

входные ресурсы (материалы, комплектующие, входные данные) в выходную продукцию (конструкции, процессы, услуги, результаты).

Важным достоинством и преимуществом указанных технологий является включение в состав модели исследовательских компонент для изучения инновационных и экстремальных процессов менеджмента и накопления знаний.

Представленные технологии интерактивного управления производственными и бизнес-процессами являются технологиями управления менеджментом нового поколения для уровня эксперта-аналитика.

Описанная методика универсальна и применима ко многим областям и отраслям промышленности и бизнеса, в частности, на предприятиях аэрокосмического профиля.

Новые информационные технологии в управлении товарными потоками при организации конкурентоспособного промышленного производства

Котиков Д.А.

МАИ, г. Москва

Необходимость гибкого и оперативного реагирования на потребности рынка поставила перед хозяйственными субъектами новые задачи управления, направленные на использование более широкого спектра механизмов и методов управления, изменение организационных структур, реализуемые средствами информационного менеджмента.

В данном докладе будут изложены выводы произведенного анализа существующих новейших информационных средств реализации управления товарными потоками и оценки конкурентоспособности предприятий и коммерческих структур, действующих в нестабильной экономической среде. Кроме того, будут выявлены организационно-экономические проблемы создания системы поддержки конкурентоспособного производства на промышленных предприятиях и определена роль информационного обеспечения процесса управления, принятия решений и поддержки стратегий развития в обеспечении конкурентоспособности промышленного предприятия.

Как известно, функционирование хозяйствующих субъектов связано с деятельностью множества содействующих (промежуточных) хозяйствующих субъектов, а также с двумя основными потоками: финансовым – обеспечивающим возможность запуска и поддержания всех процессов сферы производства и товарным потоком, который, пройдя ряд стадий, и, в конечном счёте, реализацию, превращается в финансовый поток. Для эффективной взаимосвязи финансовых и экономических потоков предприятия необходимо внедрение информационно-технологических средств, контролирующих

информационный поток – совокупность информации, необходимой для функционирования предприятия, использования мощной информационно-технической базы.

Проблема повышения конкурентоспособности предприятий взаимосвязана со всеми областями жизни общества и поэтому должна непременно быть в центре внимания, как государственных органов, так и деловых кругов. Рыночный механизм ценообразования и конкуренции, акционерный механизм развития производства – механизм самофинансирования, механизм самоокупаемости являются стержнями экономического управления предприятиями. В рыночной системе хозяйствования конкуренция является одной из ключевых категорий, в ней концентрированно выражаются экономические, научно-технические, производственные, организационно-управленческие, маркетинговые и иные возможности не только отдельного предприятия, но и экономики страны. Возможности эти реализуются в товарах и услугах, противостоящих соперничающим аналогам, как на внутреннем, так и на внешнем рынке.

Комплексный подход к информационной составляющей процесса управления финансово-хозяйственной деятельностью предприятия с учетом инновационных изменений и объективных тенденций, формирование единого информационного пространства определяет конкурентоспособность производства.

Бюджетирование и оптимизация распределения доходов и управления ресурсами на предприятии

Замковой А.А.,

МАИ, г. Москва

Очевидно, что в современных условиях любое предприятие требует эффективной системы управления. Одним из важнейших элементов процесса управления в любой организации, является финансовое планирование. В современных экономических условиях, требующих оперативного принятия решений при управлении финансово-экономической деятельностью предприятия, одним из ключевых направлений совершенствования финансового планирования является внедрение системы бюджетирования. Бюджетирование это один из основных инструментов управления, давно и активно использующийся компаниями как технология финансового планирования. Однако немногие предприятия рассматривают бюджетирование как реальный инструмент управления эффективностью бизнеса и достижения стратегических целей и задач.

Система бюджетирования, являясь инструментом внутрифирменного финансового планирования и контроля, способна существенно повысить эффективность управления финансово-экономической деятельностью

предприятия. Простое составление финансовых планов, не означает, что в организации внедрена система бюджетирования. Сам термин "бюджетирование" широко используется и привлекает к себе внимание, как модная управленческая технология. Бюджеты - это планы деятельности предприятия и различных его структурных единиц, выраженные в финансовых показателях.

Качество финансово-экономического управления во многом будет определять экономические результаты деятельности предприятия в целом. Следует отметить, что задача намного шире, нежели просто грамотное и эффективное распределение полученного дохода от основной деятельности предприятия или средств бюджетного финансирования государственного предприятия. Возникает задача оптимизации не только распределения полученных средств, но и оптимального использования имеющихся в ведении организации основных фондов – зданий, оборудования, земельных участков.

Постановка системы бюджетирования это сложный технический процесс, при его внедрении важно представлять себе, что универсальных правил, методов и процедур, строго описанных в экономической литературе или закрепленных в нормативных актах по бухгалтерскому учету, быть не может. Бюджетирование – это всегда простор для творчества, поскольку каждая организация, любая большая или малая фирма уникальны и неповторимы, а значит, и системы внутрифирменного бюджетирования в них могут быть неповторимыми и уникальными. Во многих публикациях, авторы которых опираются на данные, полученные эмпирическим путем, говорится о том, что «лобовое» следование приводимым в литературе рекомендациям при полном соблюдении последовательности постановки бюджетного управления не дает ожидаемого положительного эффекта.

**Риск-контроллинг непрерывности бизнеса как инструмент
обеспечения экономической стабильности в аэрокосмической
промышленности**

Володин А.А.
МАИ, г. Москва

Усложнение глобальных бизнес-процессов привело к тому, что в системе бизнес-взаимосвязей задействовано огромное количество организаций. Следствием этого явилось то, что возникновение критических проблем у одной организации, неразрывно ведет к их появлению по всей цепочке.

Одним из направлений, способных обеспечить гарантированное достижение стратегических целей предприятия и обеспечить его стабильное существование является риск-контроллинг непрерывности бизнеса (РКНБ).

Риск-контроллинг представляет собой концепцию, направленную на поддержку принятия стратегических и оперативных решений в условиях риска и неопределенности. Его миссия заключается в обеспечении менеджмента релевантной информацией, а также развитии способностей организации противостоять и избегать инциденты.

Разработка и внедрение системы РКНБ имеет своей целью быстрое восстановление ключевых процессов и продолжение бизнеса в условиях непредвиденных обстоятельств: катастроф, пожаров, наводнений, техногенных аварий и т.п., а также разработку процедур, позволяющих регулярно тестировать и подтверждать надежность планов по обеспечению непрерывности бизнеса.

Ключевой задачей РКНБ на этапе формирования является разработка политики, реализованной в виде собой документально зафиксированных принципов, к соблюдению которых организация будет стремиться и в сравнении с которыми, будет оценивать свою способность к обеспечению непрерывности бизнеса.

Определенные в политике цели, достигаются путем реализации программы УНБ, представляющей документально утвержденный порядок действий по реализации политики.

На основе разработанных планов и программ строится процесс реализации и внедрения УНБ. Важной задачей РКНБ на этом этапе является анализ организации, в результате которого формируется представление о ее основных продуктах и услугах, а также критически важных видах деятельности, ресурсах и обязательствах перед заинтересованными сторонами.

Итогом работы системы РКНБ является формирование, реализация и поддержание актуальности стратегии непрерывности бизнеса, направленной на совершенствование способности организации к восстановлению и снижению вероятности наступления инцидентов.

Список использованных источников:

BS 25999-1:2006 Управление непрерывностью бизнеса – Часть 1: Практические правила.

BS 25999-2:2007 Управление непрерывностью бизнеса – Часть 2: Спецификация.

**Разработка информационной подсистемы управления материально-
техническими ресурсами на предприятии-изготовителе
авиационной техники**

Удовиченко Е.Н.,
МАИ, г. Москва

Одним из факторов, определяющих степень конкурентоспособности предприятия авиастроения с точки зрения качества, стоимости научно-

технической продукции, сроков выполнения заказов, является четко организованная система обеспечения производства сырьем и расходными материалами. Именно поэтому автоматизация системы материально-технического снабжения (МТС) считается одной из самых первоочередных задач на каждом предприятии авиастроения.

Система управления МТС (УМТС), функционируя в рамках предприятия, тесно связана со многими подразделениями предприятия. Вследствие этого автоматизированная система УМТС должна быть интегрирована с уже существующими на предприятии финансово-бухгалтерскими системами или (при отсутствии таких систем) содержать соответствующий функционал. Система должна поддерживать работу с заявками на материально-технические ресурсы (МТР), сопоставление заявок с бюджетом УМТС. В ней должны быть реализованы такие возможности, как оформление договоров на поставку МТР, заказов на закупки, контроль за исполнением заявок, ведение учета поступления и распределения МТР, обмен информацией между УМТС. другими смежными подразделениями.

Информатизированная система управления материально-техническим снабжением авиастроительных предприятий должна обеспечивать оперативный управленческий учет, исчерпывающую финансовую и аналитическую отчетность, полную автоматизацию бухгалтерских операций, расчеты с поставщиками, расчеты с заказчиками, складской учет, бюджетное планирование и анализ, прогнозирование финансовых показателей, учет основных средств и нематериальных активов, расчет и учет любых видов налогов, применяемых при налогообложении предприятия.

На ряде головных предприятий отечественного авиастроения такая система реализована на базе программного комплекса ERA Financials (Platinum SQL). ERA Financials - полнофункциональная финансово-управленческая система. Она является продолжением линейки финансово-управленческих систем Platinum компании Epicor Software Corp и служит гибким инструментом для аккумуляции, обобщения и анализа финансовой информации для руководства в целях отражения объективной и всесторонней картины деятельности организации.

На других предприятиях на сегодняшний день она реализована на базе программного комплекса и СУБД FoxPro. С точки зрения экономической эффективности наиболее подходящей является СУБД Oracle. При этом объем данных ограничен только возможностями СУБД Oracle, а производительность системы ограничивается только возможностями оборудования.

Организация производства средствами информационного менеджмента при изготовлении инновационного продукта на примере реально существующего устройства.

Хлопцев Д.В.
МАИ, г. Москва

В последние три десятилетия в мире произошли масштабные экономические и социальные сдвиги, перестановка сил и переосмысление ценностей. Основой стабилизации и устойчивого развития экономики страны, перешедшей на рыночные механизмы, как и прежде, является предпринимательство. Но главные «локомотивы» экономического роста, такие как авиапром, все больше испытывают влияние индивидуализации и спецификации потребления, усиления экономической роли потребителей, сокращения сроков удовлетворения спроса. Ключевым направлением промышленности становится «поджарое» мелкосерийное инновационное производство с кратчайшими сроками выполнения заказов.

При таких условиях эффективное управление представляет собой ценный ресурс организации, наряду с финансовыми, материальными, человеческими и другими ресурсами. Следовательно, повышение эффективности управленческой деятельности становится одним из направлений совершенствования деятельности предприятия в целом, и наиболее очевидным способом повышения эффективности протекания трудового процесса является его автоматизация. Для достижения этих целей необходима мощная информационно-техническая база, интеграция современных методов организации производства с их обязательным дальнейшим развитием, ориентирование всего производства на конечный продукт.

Переходя ближе к делу и рассматривая проблему информационного менеджмента более полно и конкретно, как специфическую проблему управления, следует выделить условия и особенности информатизации в различных сферах деятельности предприятия, а также используемые при этом средства. Проанализировать основные цели и задачи информационного менеджмента в типовых условиях применения информационных ресурсов, при этом учитывая тенденции развития мирового рынка средств информатизации и его современное состояние.

В настоящей работе рассматривается жизненный цикл и рассчитываются основные аспекты организации производства инновационного продукта на конкретном примере при изготовлении цифровой системы автоматической защиты от раскрутки ротора ГТД (АЗРТ):

- Оценка целесообразности разработки алгоритмов и программных продуктов;

- Определение трудоемкости разработки;
- Календарное планирование;
- Определение затрат, себестоимости и цены;
- Оценка экономической эффективности.

Система интегрированной логистической поддержки эксплуатации авиационной техники военного назначения

Лазников Н.М., Короленко В.В.,

ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А.

Гагарина», г. Москва

Современные условия требуют более экономного расходования финансовых ресурсов, выделяемых на обеспечение технической эксплуатации авиационной техники, с учетом поддержания исправности и боеготовности авиационной техники на необходимом уровне.

Противоречие, заключающееся в объективной закономерности необходимости сохранения боеготовности авиационных частей и ограниченное финансирование, привели к поиску новых технико-экономических подходов в управлении системой технической эксплуатации АТ. Возможность модернизации сложившейся системы эксплуатации видится в создании и внедрении системы интегрированной логистической поддержки эксплуатации авиационной техники военного назначения.

Как показывает зарубежный опыт, доходы от услуг по логистике (обеспечение документацией, продление ресурсов, обеспечение запасными частями и т.д.) сопоставимы с доходами от продажи авиационной техники. В то же время для эксплуатантов (авиационных воинских частей и военно-воздушных сил в целом) соответствующие расходы должны стать меньше, поскольку система вытеснит из этих процедур многочисленных посредников и другие искусственно созданные структуры. Интегрированная логистическая поддержка позволит рационально организовать процессы технического обслуживания и ремонта, материально-технического обеспечения. Теоретические основы интегрированной логистической поддержки наукоемких изделий разработаны, но в практике эксплуатации военной авиационной техники не применялись. Интегрированная логистическая поддержка включает четыре процесса: анализ логистической поддержки; планирование и управление техническим обслуживанием и ремонтом; планирование и управление материально-техническим обеспечением; обеспечение персонала электронной эксплуатационной и ремонтной документацией.

Очевидно, требуется исследование данной проблемы и разработка методического аппарата для моделирования различных видов систем интегрированной логистической поддержки, для чего необходимо: во-

первых, определиться с тем, какой структурный элемент будет во главе этой системы, кому он будет подчиняться (и будет ли подчиняться) и какими полномочиями обладать; во-вторых, какие участники войдут в планируемую систему интегрированной логистической поддержки и, в-третьих, как будет происходить процесс взаимодействия внутри системы.

Особенности проведения анализа показателей финансово-экономической эффективности деятельности предприятий ракетной и авиационной промышленности

Герасимов И.С., Романов В.М., Яременко Д.Э.

НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Проведение комплексного анализа показателей финансово-экономической эффективности деятельности предприятий РАП является важнейшим этапом на пути решения задач повышения конкурентоспособности и эффективности деятельности предприятий. Анализ финансовых и экономических индикаторов позволяет определить общую эффективность (рентабельность) производимой предприятием продукции, оценить эффективность принятой на предприятии методики ценообразования и учета фактических затрат, выявить сильные и слабые стороны в структуре оборотного и внеоборотного капитала предприятия, определить степень обеспеченности предприятия собственными средствами, оценить степень зависимости предприятия от заемных средств, оценить ликвидность, платежеспособность и степень деловой активности предприятия.

Необходимо отметить особенности законодательного регулирования в области финансово-экономического анализа деятельности стратегических предприятий. Расчет экономических показателей в годовом отчете руководителя предприятия осуществляется в соответствии с Распоряжением Мингосимущества 623-Р от 11.05.2000 г.. Указанные в документе формулы расчета показателей не в полной мере учитывают особенности деятельности стратегических предприятий. К примеру, формулы расчета коэффициента текущей ликвидности и обеспеченности собственными средствами не учитывают изменений структуры капитала предприятий при получении ими целевых инвестиций в капитальные вложения. Значение этих коэффициентов у таких предприятий искусственно ухудшают показатели предприятия искажая результаты его деятельности.

К мероприятиям по улучшению показателей эффективности деятельности предприятия можно отнести: сокращение объемов привлекаемых кредитов, снижение непроизводственных (накладных расходов) предприятия, сокращение брака в производстве, создание

внутрицеховых кладовых и отпуск материалов со складов по лимитно-заборным картам для снижения материальных затрат в себестоимости изготовления продукции, снижение расходов из прибыли с целью увеличения собственного оборотного капитала предприятия.

Методика классификации элементов заправочного оборудования стартовых комплексов (СК) по цене отказа

Бейлин А.Я., Тимошенко А.А.,
МАИ, г. Москва

В зависимости от последствий отказов заправочного оборудования (ЗО) СК предлагается выделить три группы элементов. К элементам ЗО первой группы отнести такие, отказ которых приводит к аварии и требует затрат на ремонт. К элементам ЗО второй группы отнести такие, отказ которых приводит к задержке или отмене пуска и требует затраты на ремонт. К элементам ЗО третьей группы отнести такие, отказ которых требует затраты на ремонт и не влияет на задачу пуска.

Для разработки методики классификации элементов ЗО стартовых комплексов по цене отказа использован математический аппарат теории графов и проиллюстрирован на примере системы заправки горючим ракеты носителя «Протон».

Был проведен структурно-функциональный анализ системы заправки и описаны связи системы графически, то есть, разработана модель структуры пневмогидравлической системы (ПГС).

Была построена диаграмма графа для ПГС, т.е. построен граф с множеством вершин, соответствующих элементам ПГС, и множеством ребер, соответствующих связям между элементами. Далее была построена матрица смежностей и по ней укороченная таблица связей (УТС) элементов ПГС. После равносильных преобразований графа и преобразования матрицы смежностей и УТС была построена структура упрощенного графа ПГС. Построена математическая модель операции - логическая функция соединения элементов, образующих пути в графе между выбранными группами терминальных вершин (источников и стоков). Был разработан алгоритм определения путей в графе и построены деревья путей, отображающие пути в графе между терминальными вершинами. Полученные списки путей были сгруппированы в матрице элементарных путей.

Был получен список из групп совместных путей (ГСП), описывающий возможные комбинации элементарных путей, т.е. все различимые по потокам рабочего тела (РТ) режимы работы ПГС. Каждому режиму работы была поставлена в соответствие структурно-логическая формула, построена матрица переходов операций, содержащая множество команд управления, необходимых для выполнения системой заданных переходов.

Для описания отклонений в выполнении какого-либо алгоритма, было построено дерево функционирования, ствол которого описывает нормальные режимы, а ветви - отклонения в работе элементов.

На основе анализа дерева функционирования и графа структуры ПГС были классифицированы элементы ЗО по выше установленным группам и получены соответствующие количественные оценки качества структурного построения и управления анализируемой системы.

Современные методы и средства управления производством и эксплуатации воздушного парка авиакомпании «Волга Днепр»

Андронов Д.П.,
ГК «Волга-Днепр», г. Москва

Обзор современного парка грузовых самолетов и перспектив их развития.

Современный уровень инжиниринга обслуживания ВС в авиакомпаниях. Опыт компании «Волга-Днепр».

Комплекс технических и ИТ средств для снижения издержек при эксплуатации ВС.

Системы ERP и их интеграция с ТОиР ВС.

Внедрение SAP на примере компании CargoLux.

Логистика в авиакомпании.

Возможности ТОиР «TRAX». Практика.

Система связи и передачи данных ACARS о состоянии ВС на примере BOEING.

Описание и эксплуатация системы ИКАР на примере АН-124.

Применение спутниковой системы связи для передачи данных о состоянии ВС.

Технология использования ресурсов системы «Глонасс» в управлении ВС.

Перспективные направления развития грузоперевозок компании «Волга-Днепр».

Транспортные издержки при мультимодальных ТЛС.

Применение унимодальных транспортно-логистических схем ТЛС. Плюсы и минусы. Методы и средства.

Методы снижения издержек и стоимости транспортных операций ТО.

Концепция ТЛС «POINT OF NEED DELIVERY». «ДОСТАВКА ПО НАЗНАЧЕНИЮ».

Перспективы применения ТЛС POND в развитии мирового грузооборота.

7. Математические проблемы в аэрокосмической отрасли

Методы теории А.М.Ляпунова в динамике сложных систем (с приложениями к СГС)

Кузьмина Л.К.,

КГТУ им. А.Н. Туполева, респ. Татарстан, г. Казань

Рассматриваются общие проблемы динамики сложных систем класса сингулярно возмущенных, к которым приводят прикладные задачи механики, в первую очередь, проблемы декомпозиции системы и ее динамических свойств. Для управляемых систем с сингулярными структурными возмущениями, моделирующих системы стабилизации-ориентации, решается фундаментальная проблема редукции, с построением систем сравнения с требуемыми динамическими свойствами, в том числе в вопросах устойчивости в критических особенных случаях. Главное внимание уделяется концептуальной стороне и методике. Обобщенный подход, основанный на методах теории А.М.Ляпунова и идеях Н.Г.Четаева, позволяет разработать универсальную технологию, обеспечивающую строгое построение редуцированных механико-математических моделей, качественно эквивалентных исходной модели, с определением условий их корректности, с получением соответствующих оценок. Применительно к специфике задач динамики систем гироскопической стабилизации (СГС с гироскопическими управляющими элементами), с расширением классических постановок теории устойчивости А.М.Ляпунова и оценок Н.Г.Четаева, с последующим развитием понятия устойчивости при параметрических возмущениях П.А.Кузьмина для нерегулярного случая, разработан нетрадиционный подход, весьма перспективный в инженерных приложениях. Основные теоретические и прикладные проблемы для СГС связаны с методологией редукции в динамике многомасштабных систем, с методами математической декомпозиции (по Д.Шилику), с проблемой корректности редуцированных моделей в задачах анализа и синтеза, с условиями качественной эквивалентности и приемлемости. Понимание этих проблем с единой точки зрения сингулярно возмущенных систем позволяет построить регулярные алгоритмы. Применительно к динамике систем стабилизации и ориентации космических аппаратов (с разделением случаев больших и малых стабилизируемых объектов) получены результаты, доведенные до инженерного уровня, с возможностью строить приемлемые решения в динамике аналитическими методами. Для СГС рассматриваемого типа построено семейство редуцированных моделей (с меньшим, вообще

нецелым, числом степеней свободы), с выделением минимальных моделей (по Н.Н.Моисееву).

Автор благодарит Российский Фонд Фундаментальных Исследований за поддержку работы.

Генетические алгоритмы с бинарным и вещественным кодированием в задачах синтеза оптимального управления непрерывными динамическими системами

Пантелеев А.В., Метлицкая Д.В.,

МАИ, г. Москва

В работе рассмотрено применение генетических алгоритмов (ГА) поиска условного глобального экстремума с бинарным и вещественным кодированием к задаче синтеза оптимального программного управления непрерывными динамическими системами.

Изучается модель объекта управления, поведение которой описывается нелинейной системой дифференциальных уравнений. Заданы начальный, конечный моменты времени функционирования системы, начальное состояние системы и ограничения, накладываемые на управление. Правый конец траектории системы свободен. Рассматривается множество допустимых процессов – множество пар, включающих траекторию и управление, удовлетворяющих рассматриваемой системе и начальному условию. На множестве допустимых процессов определен функционал качества управления. Требуется найти оптимальный процесс, обеспечивающий максимальное значение функционала качества.

Предложен алгоритм решения поставленной задачи, на основе которого сформирован комплекс программных средств. Комплекс имеет интерфейс, с помощью которого можно выбирать тип кодирования, менять параметры ГА, анализировать эффективность работы ГА и влияние параметров алгоритмов на решение задачи. В ходе работы с программой можно получить графическую интерпретацию полученного решения – оптимальное управление и оптимальную траекторию системы.

Решена прикладная задача при различных параметрах ГА. Приведен сравнительный анализ ГА с бинарным и вещественным кодированием между собой, а также с эволюционными алгоритмами, который продемонстрировал, что предложенные в данной работе алгоритмы работают не хуже эволюционных алгоритмов. Также было выявлено, что широкий выбор параметров ГА позволяет получить решение высокой точности.

ГА имеют широкое применение в авиации и космонавтике. Перспективной областью применения генетических алгоритмов является синтез непрерывных, дискретных, непрерывно-дискретных

оптимальных систем управления летательными аппаратами различных классов и параметрическая оптимизация ракетно-космических комплексов.

Оптимальная переориентация орбиты космического аппарата в отклонениях

Панкратов И.А.¹, Челноков Ю.Н.,^{1,2}

¹СГУ, г. Саратов,

²ИШТМУ РАН, г. Саратов

Рассматривается задача оптимального управления ориентацией орбиты космического аппарата (КА). Требуется определить ограниченное по модулю управление (вектор реактивной тяги, ортогональной плоскости орбиты), переводящее орбиту КА из заданного начального состояния в требуемое конечное. Функционал, определяющий качество процесса управления, равен взвешенной интегральной сумме квадратов переменных, характеризующих отклонение орбиты КА от ее требуемого положения, и квадрата управления. Кватернионное решение этой задачи оптимального разворота орбиты КА сведено с помощью принципа максимума Понтрягина к краевой задаче, описываемой системой нелинейных дифференциальных уравнений 10-го порядка для фазовых и сопряженных переменных, в результате решения которой находятся закон оптимального управления, время оптимального движения, количество активных участков движения КА и их длительности.

В частном случае, когда оптимальное управление сохраняет постоянное значение на смежных участках траектории, авторами получено аналитическое решение фазовых и сопряженных дифференциальных уравнений ориентации круговой орбиты КА. Отметим, что решение сопряженных уравнений ориентации круговой орбиты КА было найдено с помощью метода вариации произвольных постоянных (метода Лагранжа).

Численное решение указанной краевой задачи сопряжено со значительными трудностями ввиду отсутствия формул для нахождения неизвестных начальных значений сопряженных переменных. Следует отметить также плохую сходимость начальных приближений для значений сопряженных переменных к тем значениям, которые доставляют нули функциям невязок из-за постоянного попадания в их локальные минимумы, где ни метод Ньютона, ни метод градиентного спуска не дают хороших результатов. Авторами предложен оригинальный алгоритм численного решения дифференциальной краевой задачи оптимальной переориентации орбиты КА, являющийся комбинацией методов Рунге-Кутты 4-го порядка точности, Ньютона, градиентного спуска. Приводятся примеры расчетов. Конечные

значения элементов орбиты отвечают ориентации орбиты одного из спутников орбитальной группировки ГЛОНАСС. Построены графики оптимальных траекторий и управлений, фазовые портреты дифференциальных уравнений функции переключения управления. Указаны особенности полученных решений.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 08-01-00310).

Метод глобального поиска проектного решения многоступенчатого ЛА в условиях сложной системы функциональных ограничений

Балык В.М., Босых Н.В., Дементьев Н.А.,

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается новый метод глобального поиска проектных решений, построенный на принципах генетического алгоритма.

В рассматриваемом методе строятся инверсные регрессии в классе гармонических полиномов. Такие регрессии позволяют сходиться к глобальному решению за относительно малое время для задач весьма большой размерности (5000 переменных и выше).

В тоже время в практике проектирования большинство проектных задач характеризуется наличием большого числа функциональных ограничений, что принципиально затрудняет поиск оптимального решения.

В работе предлагается для решения задач на условный глобальный экстремум использовать, так называемый, принцип статистического изоморфизма, который реализуется в виде специально построенной статистической выборке, в которой выходные данные вносятся только те варианты проектного решения, которые удовлетворяют всей заданной системе ограничений.

Тогда согласно принципу статистического изоморфизма аналитические связи, полученные, по такой выборке будут также удовлетворять всей системе ограничений.

Рассматриваемый метод апробировался на задачи стоимостной оценки проекта Сатурн-5, в котором параметры задачи должны были удовлетворять системе из 25 функциональных ограничений. Полученные результаты оказались лучше на 15% по сравнению с известными оценками.

Робастная идентификация кинематической модели движения летательного аппарата

Мамаев А.А., Семенихин К.В.,
МАИ, г. Москва

В докладе рассмотрено применение методов минимаксного оценивания к задаче идентификации параметров кинематической модели движения летательного аппарата (ЛА). На практике такая задача возникает при изучении работы бортовых систем управления ЛА по результатам летных испытаний [1, 2]. Для определения соответствия реального движения ЛА заданной программе управления необходимо максимально точно восстановить всю фазовую траекторию в пространстве контролируемых параметров с учетом того, что ключевые характеристики ошибок измерений известны лишь приближенно. Применение оптимальных методов оценивания, рассчитанных на некоторые номинальные значения неизвестных характеристик, может привести к получению недостоверных результатов. Поэтому в условиях отсутствия полной априорной информации необходимо использовать такие методы обработки измерительной информации, которые с одной стороны обеспечивают приемлемый уровень точности оценивания, а с другой стороны обладают свойством робастности, т.е. статистической устойчивости по отношению к возможным отклонениям неизвестных характеристик от их номинальных значений.

Разработка высокоточных алгоритмов статистической обработки траекторных измерений, сочетающих в себе одновременно свойства оптимальности и робастности, основана на методах минимаксного оценивания [3, 4].

В докладе описаны алгоритмы минимаксного оценивания, основанные на методах теории двойственности экстремальных задач. Эффективность разработанных алгоритмов продемонстрирована на ряде численных примеров.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 10-07-00482).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. М.: Сов. радио, 1978.
2. Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Карлов В.И. Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989.
3. Панков А.Р., Платонов Е.Н., Семенихин К.В. Гарантирующее вероятностное оценивание в линейных статистически неопределенных моделях // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2006. № 9. С. 8–13.

4. Игнащенко Е.Ю., Панков А.Р., Семенихин К.В. Минимаксно-статистический подход к повышению надежности обработки измерительной информации // Автоматика и телемеханика. 2010. № 2. С. 76–91.

Оптимизация управления летательными аппаратами методом огигающих

Иванов В.П.,
Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации РАН,
г. Санкт-Петербург.

В общем случае динамика управляемого движения летательного аппарата описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений. Оптимизация управления в рамках того или иного критерия качества связана с решением соответствующей краевой задачи. Несмотря на то, что краевая задача разрешима «в принципе», на практике решение краевой задачи и, соответственно, формирование оптимального управления связаны с преодолением ряда вычислительных трудностей, таких как сходимость метода решения краевой задачи, влиянием ошибок округления на точность и достоверность получаемых результатов (особенно при наличии достаточно протяженного участка особого управления), значительный объем вычислений, невозможность получения значения управления в реальном масштабе времени и др.

Одним из возможных путей преодоления отмеченных трудностей является использование метода огигающих.

Доказывается, что: 1) оптимальная траектория является огигающей параметрического семейства поверхностей, 2) оптимальное управление можно найти на параметрическом семействе поверхностей. Минимизация критерия качества на параметрическом семействе поверхностей выделяет на ней кривую («мгновенное решение»). Таким образом, оптимальное управление определяется на семействе «мгновенных решений». В ряде случаев «мгновенное решение» достаточно просто увязывается с бортовыми системами ЛА.

Предложен способ построения «мгновенных решений».

Показана увязка синтезируемого оптимального управления на «мгновенных решениях» с математическими моделями движения ЛА различной степени сложности.

Приведены иллюстрирующие примеры.

Жадный адаптивный метод случайного поиска глобального экстремума
Рязанцева О.В.,
МАИ, г. Москва

В настоящее время при решении задач проектирования аэрокосмических систем и ракетно-космических комплексов достаточно широко применяются метаэвристические методы глобальной оптимизации. Они позволяют получить достаточно близкий к истинному результат за приемлемое время и без значительных упрощений математических постановок задач. Примером такого метода является жадный адаптивный алгоритм случайного поиска глобального экстремума, который рассмотрен в данной работе.

Решаемой задачей является поиск глобального экстремума функций многих переменных на множестве допустимых решений, где допустимые значения соответствующей переменной заданы отрезком.

Метод использует идею мултистарта, то есть многократного поиска решения при различных начальных значениях, при этом каждая итерация алгоритма включает в себя две фазы: фазу конструирования и фазу локального поиска. В результате первой фазы (фазы конструирования) порождаются решения «хорошего качества», из которых начинается вторая фаза – локального поиска. Затем полученные точки берутся в качестве начальных для первой фазы и процедура продолжается. Наилучшее из найденных решений принимается за приближённое решение поставленной задачи.

В работе представлена программная реализация метода. Программа предоставляет возможность выбора целевой функции, задания количества переменных, диапазона поиска и всех необходимых параметров метода. Табличное и графическое представления промежуточных и итоговых расчётов позволяют наглядно продемонстрировать процесс вычислений.

В работе приведено решение для нескольких типовых функций (в том числе многоэкстремальных со сложными рельефами линий уровня), для которых известно аналитическое решение. На данных примерах показано, что алгоритм позволяет найти решение с заданной точностью при различных параметрах метода.

Программная реализация может быть полезна в процессе обучения в качестве демонстрации работы алгоритма поиска глобального экстремума, так как является наглядной реализацией метода и позволяет получить множество данных, необходимых для анализа его эффективности.

Прогноз тенденций развития мировой космонавтики
Сумкин Д.А.,
МФТИ, г. Москва

Работа посвящена решению задачи по обработке экспертной информации при составлении научно-технического прогноза. Ведущим специалистам космонавтики был задан вопрос о развитии ближайших и более поздних космических проектов и исследований. При анализе полученных данных для нахождения итогового мнения группы экспертов используется сразу несколько подходов, основанных на методах прикладной статистики. Наиболее интересным является следующий: обработка мнений экспертов в виде ранжировок, представление ранжировок в виде бинарных отношений, вычисление медианы Кемени, как итогового мнения группы экспертов. Медина ищется как решение оптимизационной задачи в классе ранжировок. В результате анализа составлен прогноз тенденций развития космонавтики в 21 веке. Это могло бы помочь составить долгосрочную стратегию развития космической отрасли.

Синтез оптимального управления стохастическими системами спектральным методом в базисе обобщенных функций Эрмита
Романов В.А., Рыбаков К.А.,
МАИ, г. Москва

Для представления функций рядами по ортогональным функциям на всем множестве действительных чисел широкое распространение получили полиномы и функции Эрмита.

При анализе стохастических систем управления спектральным методом более предпочтительным оказывается применение функций Эрмита, так как решение задачи анализа заключается в нахождении плотности вероятности вектора состояния, т.е. интегрируемой (а часто и квадратично интегрируемой) функции на множестве действительных чисел. Для решения задачи синтеза оптимального управления стохастическими системами ситуация несколько иная. Наряду с плотностью вероятности вектора состояния требуется найти и оптимальное управление – функцию, для которой условие квадратичной интегрируемости не выполняется. В этом случае используются полиномы Эрмита, но тогда плотность вероятности представляется полиномами и для нее, очевидно, не выполняются такие условия, как неотрицательность значений и условие нормировки. Другой проблемой при решении задачи синтеза оптимального управления является необходимость вычисления в ряде случаев спектральной характеристики оператора умножения на функцию, представляющую собой единицу, деленную на весовую функцию, относительно которой

ортогональны функции базисной системы. В случае полиномов Эрмита вычисление этой характеристики вызывает ряд трудностей.

Предлагается рассмотреть систему обобщенных функций Эрмита, которые удобны как для представления плотности вероятности, поскольку они являются квадратично интегрируемыми на множестве действительных чисел, так и для представления оптимального управления, поскольку эти функции ортогональны с весовой функцией, аналогичной по структуре весовой функции полиномов Эрмита. Более того, полиномы Эрмита и функции Эрмита являются частным случаем рассматриваемых обобщенных функций Эрмита.

В работе получены рекуррентные соотношения для обобщенных функций Эрмита, их производных и первообразных, найдены формулы для расчета спектральных характеристик операторов умножения, дифференцирования и интегрирования (двумерных нестационарных передаточных функций элементарных звеньев систем управления: усилительного, дифференцирующего и интегрирующего). В качестве примера спектральным методом с использованием обобщенных функций Эрмита решена задача синтеза оптимальной двумерной стохастической системы при различной степени информированности о векторе состояния: найдено программное управление, управление с неполной и полной обратной связью.

Методы муравьиной оптимизации в задачах распределения ресурсов

Павленко А.И., Титов Ю.П.,
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается возможность использования методов эвристической оптимизации – методов муравьиных колоний для решения задач, которые можно представить в виде ориентированных графов с неполной информацией о длинах дуг. К таким задачам можно отнести: задачу распределения ресурсов на сетях, транспортную задачу, в которых длины путей не определены, задачу коммивояжера, задачу оптимального составления расписаний и др.

Метод муравьиных колоний предполагает использования множество агентов, не имеющих информации о графе, и определяющих решение на основе полученного коллективного опыта агентов о движении по графу [1-3].

В работе рассматриваются четыре алгоритма муравьиных колоний реализующих поведение агентов на заданном графе. Кроме стандартного алгоритма муравьиных колоний [1] были реализованы: метод муравьиных систем основанный на элитной стратегии и метод муравьиных систем, основанный на ранжировании. Эти алгоритмы основаны на ранжировании агентов по длине пройденного пути.

В результате реализации алгоритмов проведен сравнительный анализ скорости нахождения оптимального пути при решении задачи коммивояжера, а так же проведена оценка зависимости работы алгоритма от различных начальных значений: количества феромонов, количества агентов и коэффициента испарения, а так же коэффициентов ранжирования и элиты. Предложены рекомендации по выбору параметров алгоритма в зависимости от типа решаемой задачи.

Исследуемый алгоритм показал хорошую устойчивость в случае изменения структуры графа во время работы алгоритма и хорошую скорость нахождения оптимального пути на произвольном графе. Были выработаны рекомендации по применению данного алгоритма к различным задачам.

Литература:

1. Субботин С.А., Олейник Ан.А., Олейник Ал.А. «Интеллектуальные мультиагентные методы». http://www.csit.narod.ru/subject/MA/MA_lect.pdf.
2. Субботин С.А., Олейник А.А. «Мультиагентный метод с непрямой связью между агентами для выделения информативных признаков». Запорожский национальный технический университет. Украина.// Искусственный интеллект, 2009, №4. стр. 75-82.
3. Гуляницкий Л.Ф., Сиренко С.И. «Гибридная метаэвристика, основанная на оптимизации муравьиными колониями и Н-методе». Компьютерная математика, 2009, №1. стр. 142-151.

Алгоритмы задач трассировки на основе рецепторных геометрических моделей

Ньи Ньи Хтун, (республика Союз Мьянма),
МАИ, г. Москва

Успешное решение задач проектирования и ввода в кратчайшие сроки в эксплуатацию современной высокотехнологичной продукции (прежде всего авиационной техники) во многом обусловлено качеством его компоновки при проектировании. Исследование методов и моделей автоматизированной компоновки проводятся достаточно давно [1, 2]. При этом одним из аспектов компоновки является решение задачи трассировки, т.е. прокладывания коммуникаций между уже размещенными объектами. При этом в автоматизированном проектировании ставится вопрос не просто создания коммуникационной сети (как связанного многообразия) между объектами сложной геометрической формы, а и решение при этом определенных оптимизационных задач.

Сложность решения этой задачи заключается в том, что при достаточно сложных геометрических формах размещенных объектов геометрическая форма коммуникаций окажется еще более сложной.

Нами предлагается использовать для решения поставленной задачи рецепторные геометрические модели, т.е. разбиение компоновочного пространства на отдельные области в виде параллелепипедов (рецепторы), для каждой из которых в памяти компьютера присваивается значение «0» если она является свободной от размещенных объектов и доступна для размещения и «1» - если область уже занята размещенным объектом или коммуникацией к нему.

Очевидно, что рецепторным геометрическим моделям органически присущи как определенные достоинства, так и недостатки (в частности, необходимость оперирования большими объемами информации и потеря точности до уровня физических размеров рецептора), однако мощности и ресурсы современных компьютеров вполне допускают обработку рецепторных моделей с высокой точностью дискретизации пространства. Преимуществом рецепторных моделей, определившим для нас их выбор, является возможность проектирования трасс, размеры которых сопоставимы с размерами размещенных объектов (так называемая телесная трассировка).

Дополнительной проблемой, решение которой показано в докладе, является векторизация результата трассировки, т.е. представление разработанной трассы не в виде совокупности активных рецепторов, а набора опорных точек и дуг радиусов, не меньших заранее допустимого.

Литература

1. Гаврилов В.Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1988.

2. Стоян Ю.Г., Яковлев С.В. Математические модели и оптимизационные методы геометрического проектирования. - Киев: Наук. Думка, 1986.

Алгоритмы распознавания незаполненных пространств в задачах компоновки

Ситу Лин, (республика Союз Мьянма),
МАИ, г. Москва

В докладе рассмотрены вопросы, связанные с автоматизацией одной из важных и трудоемких операций проектирования - размещения геометрических объектов среди уже размещенных и областей запрета (Например, приборов в отсеке летательного аппарата). Основу методов автоматизации компоновки составляют основанные на различных геометрических методах алгоритмы последовательно-одиночного размещения, позволяющие отыскать локальный экстремум функции цели по параметрам размещения. В данной работе рассматривается задача анализа геометрической формы незаполненных пространств среди уже размещенных элементов, что дает ответ на вопрос, какой формы и какого размера объекты можно разместить в этих

незаполненных пространствах. Таким образом решается задача «докомпоновки».

Задача определения формы незаполненных пространств достаточно легко решается человеком, ассоциативное мышление которого способно распознать, что эта часть пространства больше всего похожа на цилиндр, а эта – сферу. К сожалению эта столь простая для человека операция распознавания образов представляет значительную сложность даже для современных ЭВМ, которые с трудом распознают и классифицируют не то что трехмерные объекты, а обычный рукописный текст. Таким образом, для компьютерного проектирования ответ на этот вопрос является чрезвычайно сложной задачей распознавания образа пространства и получил свое решение лишь для некоторых частных случаев.

Нами для решения поставленной задачи предлагается использование рецепторного метода, основанного на дискретизации пространства на отдельные ячейки – рецепторы, каждый из которых имеет значение «0» если ячейка свободна, и «1» - если занята. Это позволяет легко решать задачу непересечения объектов в пространстве, но для анализа формы предлагает нам «сгустки» близкорасположенных 0-вых рецепторов. В докладе показана возможность решения поставленной задачи методами математической статистики [1, 2]. Программы для решения этих задач написаны в среде программирования Microsoft C #.

Литература

1. Закревский А.Д. Логика распознавания.-М.: Едиториал УРСС, 2003.-144 с.

2. Кендалл М.Дж., Стьюарт А. Статистические выводы и связи. - М.: Наука, 1973. - 900 с.

Разработка управляющей программы для установки лазерного управляемого термораскалывания диэлектрических материалов

Третьякова О.Н., Чупин А.В.,
МАИ, г. Москва

Разработка инновационных технологий создания элементов конструкций авиационной и космической техники является актуальной задачей. Рассматриваемая в данной работе установка для лазерного управляемого термораскалывания (ЛУТ) хрупких диэлектрических материалов, представляет собой один из технологических комплексов, созданных авторами работ [1-4] на предприятии ОАО «Сапфир». В основе установки лежит CO₂ - лазер LBN80S, длина волны излучения которого

10,6 мкм, с подъемным линейным двигателем LCF-47 и поворотным двигателем R300. Все части установки взаимодействуют посредством контролера LSMS-4. Целью данной работы является не моделирование

процесса теплопереноса [5] в условиях ЛУТ, а создание программного комплекса для автоматического выбора параметров процесса и режимов работы установки для получения в результате ЛУТ элементов конструкций

с заданной прочностью.

Программа предназначена для автоматизации технологического процесса ЛУТ и выбора оптимальных условий лазерного термораскалывания диэлектрических материалов с различными теплофизическими и механическими свойствами. В качестве образцов исследованы различные марки стекла: силикатное стекло М 4, стекло Corning 1737, боросиликатное стекло BOROFLOAT 33 SCHOTT.

Реализована система подбора параметров лазерной резки: скорость перемещения пучка лазерного излучения, интенсивность излучения и фокусное расстояние. После получения удовлетворительных результатов искомых параметров, можно задать форму заготовки - прямоугольная или круглая. Резка может происходить в нескольких вариантах: с заданными интервалами, резы по равным площадям, выборка нескольких счетных резов.

Проблема оптимизация передачи данных от компьютера к контроллеру стоит довольно остро в связи с нехваткой скорости передачи данных для использования видео. Если точно неизвестны параметры резки, то приходится довольно часто их менять. Таким образом, при изменении даже одного параметра, на контролер отправляются все параметры. В программе реализована фильтрация и параллельная передача данных при вводе.

Литература:

- 1.Кондратенко В.С., Борисовский В.Е., Гиндин П.Д., Наумов А.С.- Лазерное технологическое оборудование для резки приборных пластин из различных материалов, Вестник МГУПИ, 2007, №7 с. 64-72
- 2.Кондратенко В.С., Борисовский В.Е., Гиндин П.Д., Наумов А.С. Новые технологии лазерной обработки деталей оптического приборостроения. Журнал «Приборы», 2008, № 3, с. 46-49.
- 3.Кондратенко В.С., Hsu Muchi, Hsu Tung Ming, Наумов А.С., Yue Guohan. Лазерный многофункциональный технологический комплекс для обработки стекла для плоских дисплейных панелей. // Журнал «Приборы». – М: 2009, №7.
- 4.Гиндин П.Д. Новое оборудование для резки материалов приборостроения методом лазерного управляемого термораскалывания (обзор). // Журнал «Приборы». – М: 2010, №1.
- 5.Светушков Н.Н., Третьякова О.Н. О моделировании процессов лазерного нагрева поверхностей материалов // Журнал «Приборы». – М: 2009, №8, с.59-63.

Разработка управляющей программы для установки лазерного управляемого термораскалывания полупроводниковых материалов

Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю.,

МАИ, г. Москва

Разработка инновационных технологий создания полупроводниковых приборов для авиационной и космической техники является актуальной задачей. Совершенствование технологических процессов лазерного управляемого термораскалывания (ЛУТ) требует оптимизации параметров процесса. Рассматриваемая в данной работе промышленная установка

РТ-350 для резки полупроводниковых пластин методом ЛУТ представляет собой один из технологических комплексов, созданных авторами работ [1-3] на предприятии ОАО «Сапфир». В установке использован специально разработанный немецкой компанией “LIMO GmbH” полупроводниковый лазер с длиной волны излучения $\lambda = 808$ нм со встроенной оптической системой фокусировки излучения LIMO 450-L4.3x0.05-SL808-EX725, обеспечивающей расходимость излучения менее $1,7 \cdot 10^{-3}$ радиан.

Проводились исследования следующих материалов: арсенид галлия GaAs и германий Ge, кремний Si и карбид кремния SiC. Особенностью данных полупроводниковых материалов является высокая теплопроводность. Это обеспечивается выбором параметров процесса ЛУТ, а именно высокая: скорость перемещения пучка и форма пучка в виде сильно вытянутого эллипса [1-3].

Выбор технологических режимов ЛУТ является трудоемкой многопараметрической задачей, которая решается преимущественно экспериментальным путем. Сложность задачи обусловлена необходимостью учета взаимосвязи различных параметров лазерного излучения, - интенсивность и модовая структура лазерного излучения, скорость перемещения пучка и его форма, ориентация пучка в пространстве, и физических свойств полупроводникового материала.

Программа предназначена для управления процессом резки полупроводниковых материалов методом ЛУТ. Результат - разработана программа, моделирующая движение лазера в установке РТ-350 и позволяющая автоматизировать выбор режимов ЛУТ.

Литература:

- 1.Кондратенко В.С., Борисовский В.Е., Гиндин П.Д., Наумов А.С.- Лазерное технологическое оборудование для резки приборных пластин из различных материалов, Вестник МГУПИ, 2007, №7 с. 64-72
- 2.Кондратенко В.С., Борисовский В.Е., Гиндин П.Д., Наумов А.С. Новые технологии лазерной обработки деталей оптического приборостроения. Журнал «Приборы», 2008, № 3, с. 46-49.

3.Гиндин П.Д. Новое оборудование для резки материалов приборостроения методом лазерного управляемого термораскалывания (обзор). // Журнал «Приборы». – М: 2010, №1.

Математическое моделирование радиационно-кондуктивного теплообмена в элементах солнечных батарей в условиях конвективного теплопереноса

Кудимов Н.Ф., Третьякова О.Н.,
МАИ, г. Москва

Солнечные батареи, используемые в космических летательных аппаратах, находятся в условиях радиационного и кондуктивного нагрева в отсутствии конвективного переноса на поверхности. Мы рассматриваем, также как в работе [1], солнечную батарею, установленную на объекте, движущемся с небольшими (дозвуковыми) скоростями в наземных условиях. Здесь существенным становится конвективная составляющая в процессе сложного теплообмена. Использование солнечных батарей становится все более распространенным, что объясняется безопасностью для окружающей среды, простотой их конструкции, высоким КПД 20-25%.

К недостаткам солнечных батарей относится, например, уменьшение КПД при нагревании. Поэтому необходимо применять системы охлаждения, которые утяжеляют конструкцию, что неэффективно для движущихся объектов.

Элемент солнечной батареи представляет собой слоистую структуру, состоящую из поверхностного слоя стекла, слоя клея, полупроводникового слоя, подложки, прикрепленной к поверхности объекта. Полупроводник необходимо защищать от внешних воздействий, в том числе от ультрафиолетового излучения. Например, в космической отрасли для этого используют цериево-стеклянную пленку. Сами стекла имеют высокий коэффициент отражения, поэтому иногда на стекла наносят тонкие пленки с высоким коэффициентом поглощения. В наземных условиях вместо стекла могут применяться поликарбонатные пленки, имеющие ряд преимуществ перед стеклом: они легче и гораздо прочнее стекла.

Исследование процесса теплообмена в элементах солнечных батарей требует решения задачи радиационно-кондуктивного теплообмена в излучающих, поглощающих и рассеивающих средах с учетом конвективного переноса на поверхности слоя. Для ее решения мы применяем конечно-разностный алгоритм, предложенный в работе [2], который позволяет проводить анализ теплопереноса в слоистой структуре батареи. В работе [1] использовалась модель монослоя, без учета изменения физических свойств по глубине слоистой структуры. Проведение серии численных

экспериментов позволяет определить, в каких режимах в зависимости от скорости движения объекта и интенсивности внешнего излучения применима упрощенная модель [1].

Литература:

1.Vinnichenko N., Uvarov I., Znamenskaya I. Analysis of convective flow on solar cells cooling.// ISFV14 - 14th International Symposium on Flow Visualization June 21-24, 2010, EXCO Daegu, Korea

2.Третьякова О.Н. Анализ термонапряженного состояния пластин из технического стекла Автореф. дисс. на соиск. уч. степ. к.ф.-м.н., М.,1983.

Метод погруженной границы в задачах взаимодействия гетерогенного потока с преградой

Винников В.В., Способин А.В.,
МАИ, г. Москва

Одной из сложных прикладных проблем является задача обтекания тел гетерогенным потоком. Её актуальность обуславливается насущной необходимостью эффективного решения ряда практических задач, таких как проектирование паровых и газовых турбин, движение летательных аппаратов в запыленной атмосфере, абразивная обработка материалов. Работа посвящена вопросам численного моделирования задач теплоэрозионного разрушения тел в сверхзвуковом запыленном потоке. Представлены описание комплексной математической модели многофакторного воздействия гетерогенного дисперсного потока на преграду, а также алгоритмическая реализация с помощью метода погруженной границы. В рамках этого авторского подхода, использующего стационарные прямоугольные сетки, выполняется сопряжение модели динамики дисперсной фазы, модели газовой динамики ударного слоя и модели тепломассообмена в разрушающемся теле. Модель двухфазного ударного слоя сочетает описание газовой фазы в эйлеровых переменных и описание дисперсной фазы в лагранжевых переменных. Для уравнений газовой динамики аппроксимация криволинейных подвижных границ преграды осуществляется методом погруженной границы с фиктивными ячейками. Численное моделирование динамики примеси производится согласно полномасштабному варианту дискретно-элементного метода. Предложенный подход учитывает взаимное влияние различных факторов: воздействие дисперсной фазы на картину течения и на обтекаемую поверхность, теплоперенос, а также разрушение обтекаемого тела вследствие уноса массы.

На основе компьютерной реализации моделей и алгоритмов выполнено численное исследование теплообмена и эрозионного разрушения кругового цилиндра при поперечном обтекании

запыленным потоком. Авторами показано, что учет столкновений между частицами ведет к уменьшению тепловых нагрузок на обтекаемую поверхность и снижению интенсивности уноса массы материала преграды, а учет обратного влияния изменения формы тела на параметры двухфазного ударного слоя отражается на геометрической форме образца. Проведено также моделирование газодинамического стенда в конфигурации для эксперимента по натеканию сверхзвуковой газодисперсной струи на плоский торец цилиндра. Использование в численных расчётах ранее полученных натурных измерений позволило оценить коэффициент восстановления скорости частиц, соударяющихся с головной частью обтекаемого образца.

Данная работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант РФФИ № 09-08-00542), а также Совета по грантам Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых (грант МК-115.2009.8).

Моделирование динамической устойчивости летательных аппаратов

Селиванов К.М.,

Чайковский технологический институт (филиал) Ижевского государственного технического университета, Пермский край, г. Чайковский,

Предметом исследования являются математические модели динамики твердого тела и численные методы интегрирования. Объектом исследования являются уравнения движения применительно к транспортным, авиационным, космическим системам. Целью работы является построение математических моделей динамики твердого тела, с использованием гамильтонова формализма, применительно к описанию поведения летательного аппарата в условиях малых консервативных возмущений. Для достижения поставленной цели решаются следующие задачи:

1. Построение математических моделей динамики твердого тела с использованием гамильтонова формализма;
2. Построение канонических алгоритмов для исследования динамической устойчивости поведения твердого тела;
3. Разработка программного комплекса моделирования и исследования динамической устойчивости летательного аппарата.

Исследования проведены с использованием теории канонического метода интегрирования динамических уравнений Гамильтона. В основе указанного метода лежит принцип консервативных возмущений. Согласно этому принципу, все вычислительные процессы численного интегрирования уравнений движения консервативной системы должны

быть приведены к форме малых консервативных возмущений исходной моделируемой динамической системы. Такой подход приводит к значительному повышению достоверности и информативности результатов компьютерного эксперимента. Согласно результатам канонической теории возмущений, малые консервативные возмущения не могут нарушить устойчивости консервативной системы при её движении вблизи положения равновесия. С другой стороны, неустойчивость, воспроизводимая в процессе компьютерного эксперимента, всегда определяет неустойчивость исходной системы, поскольку означает попадание фазовой траектории в окрестность сепаратрисы. Таким образом, имеется реальная возможность использования результатов указанной теории в динамике твёрдого тела, в частности, для исследования условий устойчивости летательных аппаратов.

Достоверность и обоснованность полученных результатов подтверждаются проведенными исследованиями сходимости численных методов, проверкой разработанных методик на решении тестовых задач и сравнением результатов расчетов с результатами полученными другими авторами.

Влияние взаимодействия масс газа на тяговую эффективность пульсирующих двигателей.

Ханталин Д.С., Богданов В.И.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Замедление прогресса в характеристиках традиционных ГТД $p = \text{const}$, рост их стоимости, возникшая необходимость в силовых установках нового назначения: разгонных двигателях для воздушно – космических самолетов, дешевых двигателях для беспилотных летательных аппаратов (БЛА) сегодня вызывают все больший интерес к циклу с подводом теплоты при постоянном объеме $V = \text{const}$. Однако исследования рабочего процесса пульсирующих реактивных двигателей показывают значительные расхождения между экспериментальными и расчетными результатами. Иногда они не находят физического обоснования и противоречат законам сохранения.

В настоящее время существует проблема объяснения явления увеличения удельного импульса, намного превышающего расчетный квазистационарный, в многоцикловом, особенно в высокочастотном рабочем процессе пульсирующих двигателей без эжекторного усилителя тяги. Известное из теории взрыва расчетно-теоретическое исследование единичного цикла (одномерного разлета продуктов детонации – газа) показывает возможность увеличения импульса в атмосфере в 3 раза по сравнению с вакуумом за счет волнового присоединения дополнительной массы воздуха.

С целью определения влияния на тяговые характеристики пульсирующих двигателей механико-геометрических соотношений с помощью современных численных методов в достаточно простой постановке задачи выполнены расчетные исследования пульсирующих рабочих процессов. Это позволило выявить физические основы и особенности явлений, происходящих в колебательном рабочем процессе при взаимодействии масс газа, вызывающее в определенных условиях значительное увеличение импульса.

Показано, что эффективность взаимодействия (присоединения) масс газа в рабочем процессе будут определять его механико-геометрические соотношения (частота, скажность рабочих пульсаций, геометрия цикловых масс). В результате проведенного исследования появляется возможность установления взаимосвязи тяговой эффективности пульсирующих двигателей с их механико-геометрическими соотношениями.

Выявление и изучение эффекта прироста тяги над квазистационарной пульсирующих двигателей, работающих в разреженной газовой среде (технический вакуум) при взаимодействии цикловых масс, в настоящее время представляет собой важную задачу для аэрокосмической техники. С целью решения этой задачи выполнено расчетное исследование сферического газодинамического резонатора – усилителя тяги в условиях атмосферы. Показано, что результаты расчета сферического резонатора в условиях атмосферы верифицированы экспериментальными данными.

Прикладное применение интервальных алгоритмов *sivia* и *imagesp*

Пановский В.Н.,
МАИ, г. Москва

В настоящее время существует огромное количество численных методов, которые используются для решения всевозможных задач, среди которых решение систем уравнений или неравенств, оптимизация функций, оценивание множества значений и другие. тем не менее, в своем большинстве эти алгоритмы несовершенны и могут применяться, если выполняется ряд некоторых условий (линейность системы уравнений относительно неизвестных, выпуклость минимизируемой функции, дифференцируемость). В противоположность этому, методы интервального анализа позволяют независимо от свойств функции гарантированно аппроксимировать с заданной точностью множества решений рассматриваемой задачи.

Целью данной работы является разработка комплекса программ, реализующих интервальные алгоритмы (*imagesp* – алгоритм оценивания образа функции и *sivia* – алгоритм обращения множества) и применение последних к прикладным задачам. в настоящее время были выбраны

следующие сферы применения аппарата интервального анализа: экономические модели с фактором неточности параметров, подбор пропорций элементов сплава обшивки самолета по заданным характеристикам, расчет траектории движения летательного объекта в среде с непостоянными параметрами.

Результатом выполнения данной работы является программа, созданная с помощью среды Microsoft visual studio на языке программирования *c#*, позволяющая наглядно демонстрировать работу алгоритмов *sivia* и *imagesp*.

Реализация алгоритма численного решение уравнений Навье Стокса для задач конвективного теплообмена

Пивоваров Д.Е.,
ИПМ им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва

Невозможно представить себе современную науку и технику без широкого применения математического моделирования. Сущность этой методологии состоит в замене исходного объекта его «образом» – математической моделью – и дальнейшем изучении модели с помощью реализуемых на компьютере вычислительно-логических алгоритмов. Особенно это актуально для экспериментальных наук, какой является гидродинамика.

В последние годы прямой расчет на основе численного решения уравнений Навье-Стокса признан как мощный и надежный инструмент исследования турбулентных течений. Многочисленные примеры свидетельствуют о хорошем согласии результатов расчетов с экспериментом. Это дает основание применять данный подход для моделирования процессов конвективного теплообмена.

Современный рынок программного обеспечения насыщен продуктами специального программного обеспечения. Они решают задачи математического моделирования физических явлений и проектирования систем и очень удобны для инженеров. Однако эти системы достаточно дороги и их внутреннее содержание закрыто для модификации. Это затормаживает развитие физических моделей, которые основаны на новых предположениях и реализациях новых численных схем. Данное обстоятельство вынуждает исследователей писать собственный программный код, основанный на последних достижениях численных методов.

Среди всего многообразия численных схем, отличающихся точностью, устойчивостью, монотонностью и т.п., представляет интерес конечно-разностная схема Н.В. Никитина, имеющая высокий порядок точности и разработанная для применения в сложных геометриях. В данной работе эта схема используется для моделирования задач

конвективного теплообмена в замкнутых областях прямоугольной формы.

В работе рассмотрено математическое моделирование процесса конвективного теплообмена. Построена модель данного процесса и подробно разобран алгоритм ее численного решения.

Реализован алгоритм численного решения системы 3-мерных уравнений Навье-Стокса в приближении Буссинеска на персональном компьютере для задач конвективного теплообмена в областях прямоугольной формы.

Математические и компьютерное моделирование технологических процессов намотки и выкладки конструкций и волокнистых композиционных материалов

Битюков Ю.И., Денискин Ю.И.

МАИ, г. Москва

Одним из самых совершенных процессов изготовления высокопрочных армированных оболочек является метод намотки непрерывными волокнами в направлении действия силы. При реализации этого метода лента, образованная системой нитей или сформированная из тканей, пропитывается полимерным связующим и подается на вращающуюся оправку, имеющую конфигурацию внутренней поверхности изделия. Укладка ленты при намотке выполняется в соответствии с программой перемещения головки намоточного станка с числовым программным управлением (ЧПУ). После получения необходимой толщины и структуры оболочки производится полимеризация, окончательное отверждение связующего. Оправка при этом может быть удалена или использована как часть конструкции.

Для разработки управляющих программ намоточными станками с ЧПУ требуется наличие наиболее полной математической модели, описывающей процесс укладки лент на поверхность оправки с соблюдением целого комплекса условий. Эта модель должна содержать в себе информацию о задании поверхности технологической оправки и кривой, определяющей рисунок укладки ленты.

Очевидно, что при укладке ленты, которая представляет собой замкнутую, ограниченную, односвязную, плоскую область на поверхность технологической оправки каждой точке этой области ставится в соответствие единственная точка поверхности. Таким образом, укладку ленты можно рассматривать как отображение указанной области в пространство. Следовательно, первой задачей при построении математической модели процессов намотки и выкладки является построение указанного отображения. После построения отображения, моделирующего укладку ленты, необходимо

формализовать проблему выбора закона изменения ширины ленты из расчета уменьшения зон «нахлестов» лент и предложить аналитический и/или численный методы ее решения. При наличии отображения и метода выбора оптимального закона изменения ширины ленты можно определить закон движения исполнительных механизмов станка с ЧПУ, и в дальнейшем использовать его при разработке управляющих программ для намоточных и выкладочных станков.

8. Молодежная секция по истории авиакосмической техники

Будущее начинается сегодня

Багдасарьян Н.Г.,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Современная эпоха демонстрирует нам значимые для человеческих судеб тенденции, характер и сочетание которых формирует так называемый "климат риска". Потенциал рисков растет пропорционально динамике техносферы: вся жизнь человека – от производственной сферы до повседневной – становится все более опасной, порождая соответствующие ментальные черты. Можно даже утверждать, что возник определенный антропологический сдвиг, связанный с кризисом такой фундаментальной характеристики человека, как доверие к окружающему миру, ощущение органичности своего пребывания в нем. Однако современный человек уже не может отказаться летать на самолетах, пользоваться автомобилем или поездом. Вместе с тем, ненадежность этого мира, поддерживаемая непрерывными техногенными и природными катастрофами (которые теперь все чаще осмысливаются как производные от техногенных), создает в сознании человека и в состоянии общества растущее напряжение.

Новый опыт требует существенной корректировки представлений (и у профессионалов, и у потребителей продуктов техносферы) о безусловной вере в прогресс, расшатывающей параметры бдительности – как с точки зрения технико-технологических характеристик производимых технических устройств, так и с точки зрения других типов рисков – социальных, культурных, витальных и т.п.

Современное образование всех его уровней непременно должно учитывать эти изменения, формируя адекватный тип мышления – инновационно-рефлексивный. Это взгляд в будущее, учитывающий исторический опыт и задающий параметры социальной осмотристельности. Однако онтологически присущая системе образования инертность тормозит этот процесс. В определенной мере это может быть компенсировано другими, дополнительными к базовому образованию, формами научного познания, что демонстрирует, в частности, Международная ежегодная Олимпиада по истории авиации и воздухоплавания, проводимая Клубом авиастроителей. Установки, заданные участникам, формируют историко-социальное видение процесса освоения человеком воздушного пространства, включающее антропологическую и социокультурную размерность.

Так вполне тривиальная мысль о том, что будущее закладывается сегодня, ложится на благотворную почву, порождая надежду на то, что

новое мышление в параметрах ответственного риска обретает значимые точки роста.

Роль и место авиамоделирования для выяснения возможности осуществления полета модели самолета А.Ф.Можайского

Глубокий И. В.,
ГООУДОД «РЦДО», Республика Коми, г. Сыктывкар

Для окончательного решения вопроса о том, мог ли самолет Можайского подняться в воздух, в конце 70-х годов XX века в Центральном аэрогидродинамическом институте в Москве была построена модель – копия этого летательного аппарата и проведены ее всесторонние исследования. Был сделан вывод: двигатель самолёта Можайского имел втрое меньшую мощность, чем требовалось для горизонтального полёта, поэтому взлететь и осуществить устойчивый полет он не мог.

Специалистам по истории отечественной авиации известны документы, согласно которым А.Ф.Можайский военно-техническому совету демонстрировал полет модели самолета, в качестве полезной нагрузки которой был использован его офицерский кортик.

Для выяснения деталей этого исторического факта, нами была построена модель, имитирующая самолет-модель Можайского согласно существующим чертежам. В качестве двигателя нами использовался резиномотор. Крыло и хвостовое оперение набиралось из соломы и обшито конденсаторной бумагой. Фюзеляж выгибается из распаренного бальзового шпона на болванке. Лонжероны и стойки под шасси сделаны из бамбука. Лопасты винта сделаны из бальзы.

В результате испытания модели, изготовленной из современных материалов, несколько отличающихся от используемых в XIX веке, модель с полезной нагрузкой, устойчиво летала, управлялась теми же поверхностями, которые были предназначены для управления летательным аппаратом Можайского. В определенной степени, это свидетельствует о возможности осуществления полета модели самолета А.Ф.Можайского.

В заключение делается вывод о том, что самолёт А.Ф.Можайского был первым в мире экспериментальным летательным аппаратом, построенным в натуральную величину, и готовым к прохождению испытаний. По концептуальной схеме он был более совершенным, чем все предшествовавшие ему проекты, созданные как в России, так и за рубежом. В нём присутствовали все шесть основных конструктивных групп, из которых состоит современный ЛА: корпус, крыло, оперение, шасси, управление и силовая установка.

Законы развития технических систем и их проявление в авиации

Дорожко В.В.,

РГТУ им. К.Э. Циолковского «МАТИ», г. Москва

Целью работы является изучение проявления законов строения и развития техники на примере летательных аппаратов.

Появление новых ЛА, развитие авиационной техники не спонтанный, а вполне предсказуемый и управляемый процесс. Зная законы развития технических систем, можно заранее продумать план поиска рационального решения какой-либо проектной задачи, исключив из него бесперспективные действия, уменьшив до минимума роль случайности, а также сделать прогноз будущего состояния и перспектив развития.

В исследовании, на основе исторического материала, рассмотрено проявление десяти законов строения и развития технических систем. Проанализировав историю развития авиационной техники и перспективы её дальнейшего развития, было сделано заключение, что законы имеют свое явное проявление даже на небольшом объеме анализируемых летательных аппаратов различного назначения.

Современный инженер должен не только создавать и совершенствовать свои изобретения, но и прогнозировать их востребованность и успешное применение в обществе. А знания законов могут оказать определенную поддержку в принятии того или иного варианта.

Модернизация воздушных судов российского производства

Карпов А.С.,

Лицей №1550, г. Москва

Для развития отечественного авиапрома, повышения его конкурентоспособности с западными аналогами необходима модернизация самолетов гражданской авиации. В представляемом докладе рассматриваются причины этого процесса, механизм модернизации воздушных судов и его возможные последствия.

Я убежден, что прогресс авиастроения в нашей стране возможен на базе уже действующих летательных аппаратов отечественного производства при условии их глубокой и комплексной модернизации. Основой для этого могут служить самолеты Ту-204\214 и Ил-96-300. В обновлении нуждаются, прежде всего, авионика, силовые установки, интерьер пассажирской кабины.

Перестройка такого масштаба – процесс сложный и неоднозначный. Преступая к реформированию, следует осознавать отрицательные стороны этого процесса. Серьезными препятствиями на пути модернизации могут стать отсутствие собственной базы для разработок новой авионики. Огромные вложения средств приведут к относительно

высокой стоимости воздушных средств и, как следствие, к падению спроса со стороны потенциальных заказчиков.

Несмотря на все сложности, модернизация такого типа – способ развития собственной материальной базы для создания новых авиационных систем и, как следствие, прямой путь к выводу российского авиапрома из кризиса.

Женщины и дети на кировском авиационном заводе «АВИТЕК» в годы Великой Отечественной войны

Котряхов А.А.,

УВАУ ГА, г. Ульяновск

В годы Великой Отечественной Киров был тыловым городом. С первых месяцев войны промышленность города начала выпускать военную продукцию. Завод №32 (теперь «АВИТЕК») был эвакуирован из Москвы, он стал ведущим предприятием в стране по производству вооружения для самолетов Ил-2, Ил-4, Ла-5, ЛАГГ -3, ПЕ-2, ПО-2, ЕР-2.

Более 70% работников завода в тот период были женщины и дети – подростки 14 лет. Работали по 12-14 часов без выходных. От такой нагрузки многие умирали. Труд подростков на заводе был поистине тяжелым и оттого героическим. На 150-200% несовершеннолетние перевыполняли взрослые нормы. Номенклатура изделий была большая: сотни и тысячи.

Указом Президиума Верховного Совета СССР от 16 сентября 1945 года коллектив награжден орденом Трудового Красного Знамени за успешное выполнение заданий Государственного Комитета Оборона в дни Великой Отечественной войны. Это стало заслугой всего коллектива завода №32, и в том числе бесспорно женщин и детей. Многие из тех женщин и детей, кто пришел работать на завод в годы войны, составили основу коллектива и остались на предприятии после ее окончания. Они внесли трудовой вклад не только в победу, но и в становление нового завода, его развитие и совершенствование. К 25-летию Победы в сквере на территории завода «АВИТЕК» установлен камень в память о тех, кто воевал и трудился на заводе. В 1985 году здесь был зажжен Вечный огонь.

Формирование производственного коллектива, поддержка традиций предприятия, форм наставничества во многом зависят от тех людей, которые пережили тяжелые годы войны, остались на заводе и сегодня участвуют в воспитании и обучении новых специалистов. История предприятия, в контексте общей истории военного времени отечественной авиации помогают на научном уровне подойти к проблеме преемственности новых поколений производственных кадров.

Моделирование облика сложных технических объектов с использованием 3D моделей и катэров нового поколения

Кувшинов С.В.,

НП «Клуб авиастроителей», г. Москва

С тотальным приходом компьютерных технологий в процессы подготовки молодых специалистов уже появилась опасность отрыва человека от реальности, опасность перехода в мир виртуального и модельного искусственного пространства. Человек меняется сам, меняются его возможности в новом пространстве. В быстротечном развитии технологий мы должны уберечь новую генерацию будущих молодых специалистов от «плоского мира» дисплейного отображения пространства, научить материализации в реальной жизни сложных технических пространственных структур, виртуальных объектов аэрокосмической техники; помочь им тактильно «освоить» объекты киберпространства; психологически адаптировать их в мире, стремящимся к глобальным медийным коммуникациям совместной проектной деятельности. Особая забота это поддержка и развитие таких уникальных человеческих качеств будущих разработчиков авиационной техники как творческая деятельность, необходимо развивать воображение и фантазию, созидание и созерцание. Существо нового подхода в развитии проектного мышления заключается в компьютерном моделировании сложных технических трехмерных виртуальных объектов на интерактивных устройствах с последующей их материализацией при использовании такого цивилизационного материала как бумага. Бумага может быть как первичной выработки, так и вторичной переработки. Процессуально работа реализуется тремя этапами. На первом этапе создается модель будущего технического объекта. Подготовка компьютерной 3D модели объекта проводится в графических пакетах, начиная с зарождения образа в скетчах до точной математической модели. Изначально, проект создаётся на интерактивном устройстве типа Smart Board в программном комплексе Smart Notebook, затем образ конкретизируется в программных средах 3DMAX или Unigrafc. Второй этап: с помощью специально разработанной утилиты виртуальная 3D модель объекта сечется плоскими сечениями с шагом от 0,5 мм и полученный массив файлов сечений отправляется на режущий плоттер (катэр). Затем последовательный сбор вырезанных элементов сечений на вертикальных жёстких стержнях - основах. При необходимости слоисечения могут быть скреплены между собой с помощью связующего материала. Третий этап: подготовка собранной модели к экспозиции; покраска с приданием текстуры, камуфляжа. И наконец, анализ материализованной виртуальной модели на макете, сделанном быстро и оперативно из доступных материалов. Качество изготовленной таким

образом модели летательного аппарата вполне соответствует требованиям, предъявляемым сегодня к моделированию на стадии предварительного проектирования.

Из истории Саратовского авиационного завода 1941-1945 гг

Мартыненко Н.С.,

МОУ Лицей математики и информатики, г.Саратов

В работе проанализирован труд женщин и подростков на Саратовском авиационном заводе во время Великой отечественной войны. Рассмотрены методы борьбы с кадровым голодом, применяемые в Саратовской области в 1941-1945 гг., система обучения кадров, мероприятия, направленные на повышение эффективности труда.

На авиазаводы пришли десятки тысяч новых людей. В Саратове положение даже для военного времени было особенным. В 1942 году Саратов был прифронтовым городом, поэтому многие привлекались к оборонным работам. В область было эвакуировано свыше 100 предприятий. Из области были вывезены 400 тыс. так называемых немцев Поволжья, а их рабочие места остались не укомплектованы. Сохранилась стенограмма выступления директора завода И.С. Левина на пленуме обкома партии, он говорил, что на заводе работают в основном подростки 14-16 летнего возраста, что им не чужды детские забавы вплоть до игр в перерыве в «чижика» и в «классики».

Ещё в феврале 42-го года проведены собрания школьников старших классов, на которых прозвучал призыв перейти на производство. Организация подготовки на предприятии была поставлена уникальным образом, так что за одну-две недели удавалось обучить той или иной специальности новичков. Была утверждена специальная система поощрения за подготовку кадров. Для того чтобы поднять производительность труда на заводах проводились различные производственные соревнования. Одной из форм стали «фронтовые бригады». Право называться фронтовой бригадой присваивалось лучшим из лучших. Массовый характер приобрело движение «Работать не только за себя, но и за товарища, ушедшего на фронт». Советские женщины и дети совершили бессмертный подвиг во имя Родины в тылу страны. Преодолевая величайшие трудности военных лет, не щадя сил, они делали все, чтобы обеспечить фронт тем, что требовалось для победы над врагом.

Проводя историко-техническое исследование, удалось прояснить многие вопросы, один из них: каким образом удалось выпускать качественную продукцию, в больших производственных темпах низкоквалифицированной рабочей силой, руками женщин и подростков.

Экраноплан: на грани двух стихий

Нурсултан Д.Е.,

СШ №20, Республика Казахстан г. Уральск

В середине 20-х годов XX века был открыт эффект, названный экраным, эффект резкого увеличения грузоподъемности крыла летательного аппарата при полёте вблизи поверхности. Он есть та же воздушная подушка, образующаяся при взлете и посадке самолета. Теперь она создается набегающим под несущую поверхность потоком встречного воздуха и еще дополнительным нагнетанием под нее массой воздуха специальными устройствами. «Крыло» таких аппаратов создаёт подъёмную силу “сжатием” массы воздуха между несущей плоскостью и поверхностью воды или земли.

Возмущение в воздухе распространяется со скоростью звука. Поэтому экраный эффект начинается с минимальной высоты прямопропорциональной произведению хорды крыла к скорости звука и обратно пропорциональной удвоенной скорости перемещения экраноплана.

В отличие от самолетов центр давления экранного эффекта находится ближе к задней кромке несущей поверхности и с увеличением экранного эффекта центр давления перемещается назад. Это порождает проблему продольной балансировки, зависящей от скорости и высоты полета. А крен, соответственно, вызывает диагональное смещение центра давления.

Советский конструктор Р.Е.Алексеев испытывал на экспериментальных моделях СМ-1 – СМ-6 и КМ («Каспийский монстр») идею применения экранного эффекта в 1961 году. В результате были построены серийные экранопланы – десантно-транспортный «Орленок» и ракетноносец «Лунь».

Проведенная работа показала, что такие аппараты обладают скоростью самолета, грузоподъемностью морского судна и может базироваться на суше. Вероятно, что экранопланы сегодня применимы в деле охраны морских границ Таможенного Союза Российской Федерации, Республики Казахстан и Республики Беларусь и возможно создание на основе применения новых материалов более эффективных в экономическом и практическом отношении аппараты, которые окажутся перспективными.

Для изучения экранного эффекта нами был создан макет, испытание которого показало повышение подъемной силы несущей поверхности при увеличении скорости потока воздуха и понижении высоты.

Воздушные авианосцы: история создания и проблемы развития

Петров А.А.,

№ 354 им. Д. М. Карбышева, г. Москва

Цель историко-научного исследования: изучить историю воздушных авианосцев (ВА), с намерением выявления преимуществ воздушного старта летательных аппаратов. Исследование базируется на изучении специальной научной литературы, технической периодической печати и популярных источниках сети Интернет. В работе приведены данные реально созданных, летавших аппаратах, и проектах разрабатывавшихся в различные годы.

История ВА началась с дирижаблей. После отказа от этого вида ЛА, идея удачно применялась в «Звене Вахмистрова» (несущий самолет плюс истребители), Mistel (несущий самолет – бомбардировщик плюс истребитель), в японских «Бака» (камикадзе). Появление самолетов-заправщиков надолго остановило развитие ВА, но военные нужды заставили вернуться к этой идее. Перспективным является направление, совмещающее пилотируемые и беспилотные летательные аппараты. Новая ступень развития ВА – авиакосмические системы. На основе анализа параметров разных ВА в исследовательской части работы представлено несколько перспективных вариантов использования ВА сегодня. В результате исследования получено несколько результатов:

1. Дирижабли по грузоподъемности, безопасности и некоторым другим характеристикам превосходят даже современные самолеты. На современном уровне развития технологий реально преодолеть присущие дирижаблям недостатки (большая зависимость от погодных условий, низкая маневренность) и использовать их как передвижную базу для беспилотных ЛА. Таким образом, возможно получить полезный симбиоз летательных аппаратов с широким спектром применения: разведка, наблюдение за дорогами, боевые вылеты ДПЛА с базы-дирижабля, мониторинг местности.

2. Самолеты-авианосцы, могут быть использованы как базы для ДПЛА, для различных военных и гражданских целей.

3. Суборбитальные корабли, выводимые на орбиту с воздушного старта, имеют огромные преимущества по сравнению с наземным стартом.

Таким образом, воздушные авианосцы имеют большое будущее, так как потенциал идеи воздушного старта ЛА по многим параметрам является рациональным.

История и проблемы создания орбитального многоразового корабля «Буран»

Степаненко А.В.,
ЧГПУ, г. Челябинск

Создание многоразового орбитального корабля - это новый этап в проектной и производственной практике отечественной авиации и космонавтике, поднявший на новый уровень все направления разработки и создания многоразовых космических кораблей, начиная от зарождения идеи и заканчивая управлением полетом. «БУРАН» – российский крылатый орбитальный корабль многоразового использования, предназначен для выведения на орбиту Земли различных космических объектов и их обслуживания; доставки модулей и персонала для сборки на орбите крупногабаритных сооружений и межпланетных комплексов; возврата на Землю неисправных или выработавших свой ресурс спутников; освоения оборудования и технологий космического производства и доставки продукции на Землю; выполнения других грузопассажирских перевозок по маршруту Земля-космос-Земля, решения ряда оборонных задач.

Исследовательская историко-научная работа показывает основные этапы создания многоразового орбитального корабля, которые были начаты в 1974 году в рамках подготовки "Комплексной программы НПО "Энергия".

Вел работы по кораблю "Буран" генеральный директор и главный конструктор НПО "Молния" Г.Е.Ложино-Лозинский. Было выявлено, что в подготовке и реализации проекта было задействовано 1206 предприятий и организаций. Объем финансирования на программу составил 1,3 млрд. руб. в год. 15 мая 1987 года был осуществлен первый пуск ракеты-носителя «Энергия». 15 ноября 1988 года состоялся старт ракетно-космической транспортной системы «Энергия» с кораблем многоразового использования «Буран». Корабль выполнил двухвитковый полет вокруг земли, продолжительностью 205 минут. Впервые в мире заход на посадку и посадка были выполнены автоматически.

Для подготовки к полету на «Буране» в ЛИИ им. М. М. Громова была отобрана группа летчиков-испытателей, в составе которой находился челябинец Юрий Шеффер.

В работе показано, что были разработаны новые системы, конструкционные материалы, оборудование, теплозащитные покрытия и новые технологические процессы. Одним из реальных достижений создания системы "Энергия-Буран" явилось продвижение переговоров по ограничению вооружений, поскольку корабль "Буран" создавался и для комплексного противодействия планам использования космического пространства в военных целях. Согласно разработанной в РКК

«Энергия» и принятой 14 июля 2006 года правительством РФ концепции развития российской пилотируемой космонавтики на 2006-2030 гг. предусматривается поэтапное создание промышленной транспортной космической системы, освоение околоземного пространства, Луны и полеты на Марс.

Истребитель 5-го поколения: история формирования концепции

Тряскин Д.В.,
Краснодарское ВВАУЛ, г. Краснодар

Исходя из опыта локальных войн конца 20-го начала 21-го века, в России разработана и действует долгосрочная программа перевооружения ВВС. Эта программа предусматривает создание боевого комплекса самолёта пятого поколения. К самолётам пятого поколения Министерство Обороны и командование ВВС предъявляют следующие требования: многофункциональность; наличие круговой информационной системы; освоение крейсерских режимов полёта на сверхзвуковых скоростях; кардинальное уменьшение заметности самолёта в радиолокационном и инфракрасном диапазонах; способность осуществлять всеракурсный обстрел целей в ближнем воздушном бою; самолёт должен прощать грубые погрешности пилотирования.

Актуальность программы обусловлена несколькими факторами: потребностью фронтовой авиации в современном истребителе 5-го поколения, обладающего многофункциональностью для решения быстро меняющихся задач современного боя; необходимостью создания конкурентоспособного истребителя по отношению к F-22 и F-35; перспективой завоевания рынков сбыта военной авиационной продукции в развитых и развивающихся странах.

Проведенное историко-техническое исследование формирования концепции истребителя 5-го поколения, показало, что предварительные работы по созданию тяжелого истребителя пятого поколения начались в СССР 1979 году. Первоначально работы по программе шли быстрыми темпами, не уступая, а по некоторым вопросам даже опережая по срокам работы над американскими аналогами - Локхид YF-22 и Нортроп YF-23. Однако экономическая и политическая ситуация в стране, сложившаяся в начале 1990-х годов, привела к замедлению хода реализации программы и только в 2009 году России удалось создать истребитель нового поколения. Многофункциональный истребитель пятого поколения Т-50 был разработан в ОКБ им. П.О. Сухого. Он создавался в рамках программы «Перспективный авиационный комплекс фронтовой авиации» - ПАК ФА. Т-50 является тяжелым двухдвигательным истребителем с максимальной взлетной массой примерно 32-35 тонн. Он имеет треугольное крыло переменной стреловидности и большой площади. Новый самолет будет способен

лететь на сверхзвуковой скорости без включения форсажа. Т-50 будет малозаметным для радаров противника. В 2015 году первые серийные Т-50 поступят в ВВС сначала для войсковых испытаний, а потом и в строевые эскадрильи. Анализ хода и организации научных исследований, работ по реализации концепции показывает, что российский самолет пятого поколения может стать рубежным самолетом в области внедрения перспективных авиационных технологий.

Электромагнитный космический рельсовый ускоритель масс

Лобов А.Г., Куницкий М., Сергеев Д.
МАИ, СОШ № 224 г. Москвы

За последнее время значительный интерес исследователей был направлен на изучение возможности использования электромагнитных полей в качестве различного рода двигательных систем прикладного назначения. В работе анализируется возможность использования электромагнитного ускорителя в качестве катапульты при доставке полезных ископаемых с поверхности Луны на Землю для их последующей промышленной переработки.

Выполнены расчеты, связанные с определением проектного облика электромагнитной космической катапульты и основных технических характеристик системы. В настоящее время в рамках проекта созданы безмасштабный макет единичной базовой секции ускорителя, из которых в соответствии с модульным принципом формируется транспортная система в целом, действующая динамическая модель разгона транспортной капсулы с полезной нагрузкой, два варианта исполнения имитаторов разгонной части ускорителя.

Создан стенд для проведения натурных испытаний модели электромагнитной космической катапульты.

Экспериментальная оранжерея в составе марсианской базы

Стойко С.Ф., Елизарова Е.В., Оспенникова Т.
РКК «Энергия», СОШ № 596 г. Москвы

В случае реализации проекта отправки марсианской пилотируемой экспедиции, актуальным вопросом становится построение эффективных и надежных систем жизнеобеспечения экипажа марсианского пилотируемого комплекса как на этапах перелета Земля-Март-Земля, так и на поверхности планеты Марс. В работе рассматриваются вопросы формирования жизненного цикла планетной базы с использованием оранжереи.

Использованием оранжереи накладывает ряд условий на схемы реализации экспедиции, но вместе с тем дает определенные

преимущества при создании условий для нахождения пилотируемой экспедиции на поверхности Марса.

Рассматриваемая тема является одним из вопросов формирования планетной базы и определения ее рациональной инфраструктуры.

Формирование проектного облика и определение рационального состава планетной инфраструктуры позволит полнее оценить возможности реализации марсианской экспедиции.

Исследование возможности применения отверждаемых конструкций для стабилизации геометрических форм больших, предварительно расправленных тонкопленочных панелей в космических условиях

Лобов А.Г., Глухов Д., Пилипенко А., Толстендорф О.
МАИ, СОШ № 224 г. Москвы

Новаторские технические решения, основанные на фундаментальных научных принципах, могут позволить в обозримом будущем разработать и создать экологически чистую солнечную двигательную установку.

В работе рассматриваются вопросы формирования силовых элементов для предварительно развернутой в космосе конструкции типа «солнечный парус». Силовые элементы предполагается создать путем заполнения специальными отверждаемыми материалами выполненных внутри конструктивного пленочного объема полостей.

В настоящее время проводятся работы по проведению масштабированного натурного макетирования и моделирования для оценки возможности применения компонентных материалов. В случае получения положительных результатов представляется целесообразным разработка соответствующей документации и проведение космического эксперимента на борту Российского сегмента Международной космической станции, что позволит более адекватно учесть воздействие неблагоприятных факторов космического полета.

Использование управляемых авиационных ракет при тушении пожаров в высотных зданиях

Калягин М.Ю., Дорофеев А., Есипов А., Жуков Ф., Таразанов И.
МАИ, Лицей №1575 г. Москва

Высотные здания являются архитектурными доминантами городов и придают большим городам исключительную выразительность и современный индивидуальный облик. Эти здания относятся к объектам с массовым пребыванием людей и, вместе со своим содержимым, представляют огромную материальную ценность. В связи с этим, разного рода чрезвычайные ситуации, связанные с пожарами, взрывами,

авариями в высотных зданиях, могут приводить к большим жертвам, материальному ущербу, весьма сильным общественным реакциям.

Однако, некоторые традиционные системы спасения людей и тушения пожаров с увеличением высоты зданий теряют свою эффективность. Так, увеличение длины пожарных автолестниц до 50-100 метров ведёт к усложнению их изготовления к большим проблемам в доставке к месту пожара, нахождению места для их установки и эксплуатации.

Существует система пожаротушения с применением вертолѐта КА-32, но развитие этой системы сдерживается отсутствием вертолѐтной службы в городах, в которых развивается высотное строительство и, соответственно, отсутствие отработанных приёмов тушения пожаров в высотных зданиях и сооружениях на верхних этажах.

Предлагается разработать управляемую ракету, стартующую либо с земли, либо с ЛА. Целевая нагрузка – безопасное для окружающих активное вещество. Попадая в горящее помещение через оконные проѐмы, целевая нагрузка ЛА активируется пламенем, после срабатывания позволяет потушить пожар в помещениях объѐмом до 25 кубических метров.

Ракета имеет радиокомандную систему управления. КП может размещаться как на земле так и на носителе. Система управления обеспечивает маневр ракеты в плотной городской застройке без участия оператора. Скорость ракеты малая дозвуковая. Аэродинамическая схема – “утка”, с Х-образной ориентацией крыльев. В качестве силовой установки используется электродвигатель в кольцевом канале.

В настоящее время ведутся работы по постройке первого опытного экземпляра для отработки аэродинамики и системы управления. Опытный образец управляется оператором по радиоканалу. Имеется система стабилизации по крену. Информацию о местоположении цели и прицеливание КП осуществляет при помощи ТВ камеры, установленной в носовой части ЛА.

Дистанционно пилотируемый летательный аппарат для исследования поверхности Марса

Калягин М.Ю., Агадов М., Гуревич И., Козоченко А., Паньков М., Черениченко Д.
МАИ, Лицей №1575 г. Москва

В последние десятилетия человечество активно проявляет интерес к исследованию Марса. К настоящему времени сложились определенные подходы и методики его изучения. Основных методик две: искусственные спутники Марса и марсоходы.

Исследование поверхности Марса при помощи искусственных спутников имеет один серьезный недостаток – изображения имеют низкое разрешение. Достигнутый к сегодняшнему моменту уровень – 6

метров на пиксель. Съёмка производится с расстояний от 1000 до 10000 км. Обозреваемые площади для такого метода достаточно велики.

Марсоходы позволяют получить изображения высокого разрешения и качества, но дистанции на которые он перемещается – невелики около 100 метров в день. Марсоход “Спирит”, отработавший на поверхности Марса 6 лет прошел всего 14 км пути по красной планете.

Недостатки описанных выше способов можно свести к минимуму, применяя для исследования поверхности Марса дистанционно пилотируемые летательные аппараты, использующие “аэродинамический” способ создания сил. Слово “аэродинамический”, использовано для проведения аналогии с полетом в условиях атмосферы Земли, атмосфера же Марса на 95% состоит из углекислого газа и применение этого термина не совсем корректно. Плотность атмосферы Марса у поверхности в 160 раз меньше земной и сравнима с плотностью атмосферы Земли на высоте 20 километров. Ускорение свободного падения на экваторе Марса – 3,71 м/сек². Анализ приведенных характеристик показывает возможность создания летательного аппарата самолетной схемы для проведения исследований поверхности планеты.

Аппарат доставляется на поверхность при помощи спускаемой капсулы. При спуске в атмосфере, на определенной высоте ДПЛА отделяется от капсулы, происходит раскрытие крыла и запуск двигателя. Двигатель – ракетного типа. Аппарат начинает полет либо по программе, либо под управлением оператора, передавая изображение местности на станцию, находящуюся на марсианской орбите. Такой комплекс мониторинга (орбитальная станция и ДПЛА) позволит в полной мере реализовать достоинства и свести к минимуму недостатки мониторинга при помощи искусственных спутников Марса.

Малоразмерный тактический ДПЛА с внешним источником питания

Калягин М.Ю., Лобачев С.Н., Носов Г.А.
МАИ, г. Москва

Малоразмерные ДПЛА заняли прочное место как в военной так и в гражданской сферах, начиная от простой видовой разведки, заканчивая нанесением высокоточных ударов и постановкой помех. Однако, у всех малоразмерных ДПЛА на электрической тяге существует один недостаток – невысокая продолжительность полета (до 2,5 часов).

Последние достижения в области передачи энергии на расстоянии сделали возможным использование лазерного луча ближнего инфракрасного диапазона в качестве источника питания для малоразмерных ЛА. Таким образом, возможно создание электро-ДПЛА с продолжительностью полѐта в десятки часов. Такой способ питания позволит отказаться от замены ДПЛА в процессе мониторинга, сократит

потребный наряд ДПЛА комплекса. Так как подзарядка бортовых аккумуляторов ЛА будет осуществляться прямо в полете.

Такой способ питания (подзарядки батарей) ДПЛА предъявляет ряд специфических требований как к аппарату, так и ко всему комплексу.

Наземный пункт управления ДПЛА приобретает новые свойства. Он становится не только местом работы операторов и пунктом обслуживания аппаратов, но и источником энергии, что потребует установки на нем энергетической установки для источника лазерного излучения, следящей системы для питания аппарата.

Для аппарата решается несколько задач:

- выбор оптимальной аэродинамической схемы и компоновки
- места для размещения приёмника-преобразователя лазерного излучения
- учёт влияния теплового излучения на конструкцию планера
- подбор и оптимизация силовой установки и бортовой аккумуляторной батареи.

Особое место занимает выбор способа преобразования энергии лазерного луча в электрический ток. Мощность переносных лазерных систем в настоящее время не превышает величины 10^3 Вт. Среднее снижение мощности луча составляет 30 % на километр расстояния. Учет этих ограничений ставит задачу поиска оптимальных траекторий полета, высот мониторинга для обеспечения требуемой эффективности и продолжительности пребывания в воздухе.

Винтовой прибор для измерения тяги воздушного винта и мощности двигательной установки малоразмерного дистанционно пилотируемого летательного аппарата

Калягин М.Ю., Деньщиков Д., Копылов А., Кондратьев А., Кузин Е.,
МАИ, Лицей №1575 г. Москва

Малоразмерные ДПЛА получили широкое распространение при проведении операций как в гражданской так и в военной сфере. Существует большой класс – электро-ДПЛА, использующих для привода ВВ электродвигатель. Время работы таких ЛА ограничено емкостью бортовых источников питания и условиями применения.

В последнее время проводятся работы по увеличению продолжительности полёта ДПЛА. Для проведения исследований в этой сфере просто необходимы приборы, которые бы позволяли осуществлять замеры тяговых и энергетических характеристик силовых установок малоразмерных ЛА. Одно из таких устройств – винтовой прибор. Разрабатываемое устройство позволит измерять тяги и энергопотребление силовых установок в диапазоне 0,1...3 кг, что охватывает практически весь класс малоразмерных электролётов. Устройство представляет из себя неподвижную раму с направляющей

по которой скользит каретка. На каретке установлен электродвигатель с винтом. Под действием силы тяги каретка поджимает пружину, изменение длины которой совпадает с перемещением движка переменного резистора, соединенного с кареткой. Переменный резистор подключен по схеме потенциометра. Таким образом падение напряжения в цепи соответствует определённой тяге винта. Потенциометрическая схема подключена к интерфейсной плате АЦП-ЦАП, в которой электрический аналоговый сигнал преобразуется в цифровой и передается на ПК для последующей обработки. Электрическая мощность, потребляемая силовой установкой, вычисляется по полученным сигналам о токе и напряжении действующих в цепи управления ДУ. Величины тока и напряжения так же подаются на вход АЦП-ЦАП.

Обработка и графическое представление результатов осуществляется в программе, написанной на языке Delphi. Программа отображает графические зависимости: тяга ВВ-время; мощность ДУ-время.

Предложенное устройство так же может быть полезно на этапе предварительного проектирования малоразмерного ДПЛА для выбора мощности ДУ и типа ВВ.

Применение кулоновских сил для разворачивания больших тонкостенных конструкций в космических условиях для реализации солнечного паруса в качестве двигательной установки космического аппарата

Лобов А.Г., Сидорова Д., Статкова Е., Ли М.
МАИ, СОИШ № 224 г. Москвы

Одним из перспективных направлений развития двигательных систем является использование солнечного паруса. В работе рассматривается возможность разворачивания больших тонкостенных конструкций в условиях космического полета.

Одним из возможных способов разворачивания пространственно протяженной конструкции является использование кулоновских сил. Подав заряд одного знака на токопроводящие пути, сформированные внутри замкнутой оболочки из тонкой пленки, можно заставить оболочку расправиться из сложенного состояния

Анализируется возможность экспериментальной проверки проведенных расчетов.

Научные исследования в программе пилотируемой экспедиции на Марс

Стойко С.Ф., Елизарова Е.В., Иванов А.
РКК «Энергия», СОШ № 596 г. Москвы

В соответствии с проведенными предварительными исследованиями в работе рассматривается программа научных работ пилотируемой марсианской экспедиции.

При реализации проекта марсианской пилотируемой экспедиции рациональная программа научных исследований может открыть новые горизонты в различных областях науки и техники.

Рассматриваемые вопросы являются составной частью формирования обитаемой марсианской базы, ее состава и структуры и рассчитаны на длительную перспективу.

Парящая машина на электростатических силах

Токарев А.С., Борисов С., Сверчков Ю., Старков А.
МАИ, СОШ № 224 г. Москвы

Вопросам разработки и проектирования двигательных систем в аэрокосмической технике всегда уделялось огромное внимание ввиду их ключевой роли в развитии этой области науки и техники. Особым вниманием исследователей и разработчиков всегда пользовались перспективные двигательные или энергодвигательные системы, основанные на новых физических принципах.

В рамках проводимой работы исследуется возможность применения физических электростатических (и иных) полей для создания перспективных атмосферных летательных аппаратов.

Новаторские технические решения, основанные на фундаментальных, возможно не до конца еще осознанных научных положениях, могут позволить в перспективе реализовать летательные аппараты новой схемы.

Облик и инфраструктура планетной базы на поверхности Марса

Стойко С.Ф., Константинов М.С., Авдеев Т.
РКК «Энергия», МАИ, СОШ № 596 г. Москвы

В последние годы большой интерес исследователей был направлен на изучение планеты Марс. В дополнение к проведению исследований автоматическими орбитальными космическими аппаратами, марсианскими станциями и марсоходами, рассматривались различные проекты отправки к Марсу пилотируемых экспедиций.

На основании проведенных исследований межпланетного перелета марсианской пилотируемой экспедиции, выполненных творческим коллективом в 2009-2010 годах, рассматриваются вопросы

формирования планетной базы и определения ее рациональной инфраструктуры.

Формирование проектного облика и определение рационального состава планетной инфраструктуры позволит полнее оценить возможности реализации марсианской экспедиции.

Участники конференции

Абашев В.М.	180	Бендяков В.Ф.	103
Авдеев А.В.	107	Беневольский С.В.	136
Авдеев Т.	343	Березовский Д.В.	66
Аврамов А.В.	249	Бехтина Н.Б.	18
Агадов М.	339	Бисенов О.В.	28
Агаев З.Н.	66	Битков В.А.	183
Акимов Е.В.	219	Битюков Ю.И.	325
Алексашенко В.А.	123	Бобе Л.С.	147, 148
Алексеев А.А.	158	Бобков Д.А.	127
Алилуев А.В.	101	Богатый А.В.	192
Алилуев С.В.	101	Богачева М.Н.	284
Алилуев А.В.	100	Богданов В.И.	322
Алифанов О.М.	102	Богомоллов Е.Н.	159, 208
Андреев Н.А.	178	Бодрышев А.В.	132
Андрейчук О.Б.	150	Бодрышев В.В.	71, 243
Андрейчук П.О.	147	Бойков М.А.	126
Андронов Д.П.	304	Бондаренко А.В.	74
Андыбаева М.	46	Боргест Н.М.	32
Аракчеев Д.В.	148	Борисов С.	343
Арбеков А.Н.	204	Босых Н.В.	308
Артемьев В.Ю.	214	Босых Н.В.	127
Архипов А.С.	176	Бродская А.А.	274
Асадуллин В.А.	255	Брызгалов А.П.	253, 254
Астафьев В.Б.	147	Брыкин Б.В.	206, 207
Афанасьев В.А.	104	Будайбекова Я.М.	153
Афанасьева О.А.	279, 280	Бузенкова И.В.	12
Афонин А.А.	82, 93, 94, 248	Букатый С.А.	58
Ахмадуллин Т.М.	50	Буланкин П.А.	12
Ахметов Ю.М.	50	Быков Л.В.	189
Бабук В.А.	165	Быстров Л.Г.	100, 101
Багдасарьян Н.Г.	327	Валицкий С.С.	181
Бадалова А.Г.	275	Василевский Д.В.	119, 129, 152, 197
Байрамов К.Р.	81	Васильев М.В.	230
Бакулин В.Н.	109	Васильева Е.А.	252
Балык В.М.	14, 127, 308	Васильцов А. А.	87
Батраков А.С.	25	Винников В.В.	320
Бачин А.А.	134	Вишнякова О.В.	293
Бачурин А.Б.	184	Власов А.И.	46, 48
Бейлин А.Я.	303	Волков А.А.	53
Белова Г.Н.	285	Волков Д.А.	208
Беляев В.П.	66		

Володин А.А.	297	Дамарацкий И.А.	123
Волокитина Е.В.	46, 48	Данг Куанг Занг	173
Волчков О.Д.	32	Дарнопых В.В.	105
Вострикова С.М.	67	Деменков М.Н.	19
Вотинцева И.А.	50	Дементьев М.О.	15
Вуколов А.В.	50	Дементьев Н.А.	127, 308
Габдуллин Ф.Ф.	186	Демидов А.С.	198
Габов Д.В.	60	Денискин Ю.И.	325
Габриелян Д.А.	211	Денисова А.Н.	151
Гаврилов А.А.	216	Деньщиков Д.	341
Гаврилов А.С.	187	Дзюба О.С.	101
Гаврилов Д.Г.	68	Диомидов И.Г.	51
Гаврилов Л.И.	145, 146	Дишель В.Д.	80
Гайворонская Н.И.	241	Домбровский В.А.	212
Галактионов А.Ю.	12, 14	Дорожко В.В.	329
Галкин В.В.	183, 185	Дорофеев А.	338
Галютдинова А.Н.	240	Дьяконов Г.А.	192
Гарипов А.А.	50	Дьяконов Д.А.	124
Гдалева О.В.	273	Евдокимов И.Е.	156, 258
Герасимов И.С.	302	Евстратов А.Д.	82
Герасимов П.А.	235	Евтушенко Н.Н.	151
Гилев А.С.	190	Егоров А.В.	109
Гинзбург И.Б.	237	Егорова Е.Ю.	26
Глубокий И. В.	328	Елизарова Е.В.	337, 343
Глухов Д.	338	Емлин Р.В.	190
Говоров А.А.	63	Ендуткин С.А.	91
Головнев И.Г.	29	Ендуткина Е.А.	90
Гомзин А.В.	36	Ермилов Ю.И.	65
Гончаренко В.И.	136	Ерофеев Ю.Н.	232
Гопанчук В.В.	177	Есипов А.	338
Горай О.Н.	286	Ефанов В.В.	5
Горбачев П.А.	54	Ефимов В.В.	22
Гордеев В.Я.	53	Жданов В.Ю.	280
Гребенюк Д.А.	182	Жданов И.Ю.	279
Григорович Б.М.	178	Жуков Ф.	338
Григорьев Е.В.	243	Журавлёв Л.И.	56
Гритченко В.В.	272	Забулонов Д.Ю.	199
Гудкова Т.Н.	285	Завалов О.А.	124
Гумерова Л.Э.	206, 207	Зайцев С.Е.	114
Гуревич И.	339	Замковой А.А.	296
Гусенко С.М.	195	Занегин С.Ю.	40, 41
Гущина Д.С.	231	Запругайло Е.Д.	147
Давыдов А.Д.	266	Зарецкий Б.Ф.	141, 146

Захаревич А.П.	24
Захариков В.С.	139
Зверьков А.Н.	212
Зенин А.И.	290
Зенин В.А.	210
Зими́на Е.П.	230
Зинчук А.А.	180
Зурабьян Н.И.	128
Иванов А.	343
Иванов В.М.	103
Иванов В.П.	310
Иванов С.Л.	249
Игнатьев А.Б.	108
Иксанов В.В.	209
Иловойская Е.Б.	75
Иммореев И.Я.	214
Кабанов Д.С.	95
Казмерчук П.В.	127
Калашников А.И.	105
Калугин В.Н.	40, 41
Калягин М.Ю.	114, 338, 339, 340, 341
Камалетдинова Г.Р.	144
Канаев П.А.	148
Канчая Рохас Рауль Анхель ...	64
Капустин Д.Ю.	56
Караваева Е.С.	99
Карасёв В.Н.	173
Карасев О.И.	69
Карасев С.А.	263
Карпов А.С.	329
Картовицкий Л.Л.	164
Картуков А.В.	16, 17, 246
Катеринич М.А.	200
Качанов Б.О.	98
Каченовская С.Г.	225
Кашелкин В.В.	198
Кащук Н.М.	76
Ким В.	176
Ким Н.В.	137, 140
Кирдяшкин В.В.	259
Кириллов В.Ю.	194

Клепиков Д.С.	158
Клепиков И.А.	182
Князь В.А.	75
Ковалев А.А.	276
Ковалев Е.В.	263
Коваленко А.И.	124
Ковальчук И.В.	253
Ковков Д.В.	86
Коева А.А.	201
Козаченко Д.А.	71
Козлов В.Г.	106
Козоченко А.	339
Кокарева В.В.	153
Колташев А.А.	92
Колышев Е.С.	260
Комарова Л.А.	112
Кондратьев А.	341
Кондратьев А.И.	20
Кондратьев К.А.	92
Константинов М.С.	343
Копылов А.	341
Копырин Е.Н.	59
Корнеев Н.И.	226
Короленко В.В.	301
Корсун А.Г.	186
Корунов С.С.	261, 285
Корякин Л.А.	264
Косарев Г.Г.	251
Коссов П.В.	244
Котиков Д.А.	295
Котряхов А.А.	330
Кофман В.Д.	7
Кочетков А.А.	144
Кочубей А.Ю.	45
Крахин О.И.	210
Кривогуз А.С.	57, 58
Крундаева А.Н.	60
Крупенин А.М.	63
Крылов Б.А.	159
Крылов И.Г.	140
Крылов С.К.	216
Ксендзук А.В.	235
Ксенофонтова Л.Н.	228

Кувшинов С.В.	331
Кудимов Н.Ф.	169, 319
Кудинов А.С.	110, 111
Кудряшов С.В.	219
Кузин Е.	341
Кузменко М.Л.	162
Кузнецов А.Г.	137
Кузнецов А.С.	33, 248
Кузнецов К.А.	290
Кузнецов М.Н.	219
Кузьмина Л.К.	305
Кузьминых А.С.	216
Кузяков Б.А.	193
Куницкий М.	337
Куприн И.Л.	266
Курдюмов О.А.	216
Куренков В.И.	120
Куриленко А.Н.	281
Курмазенко Э.А.	144, 145, 146
Куршаков М.Ю.	186
Кусюмов А.Н.	25
Лаврентьев В.Г.	106
Лагуткин В.Н.	118
Лазарев А.А.	160
Лазарев М.А.	160
Лазников Н.М.	269, 301
Ламзин В.А.	102
Ламзин В.В.	102
Ланевский Т.М.	172
Лаптева М.Ю.	34
Лапшин К.В.	29
Лебедев А.В.	140
Лебедев И.И.	44
Левочкин П.С.	182
Ледянкина О.А.	31
Леонтьев А.И.	204
Леонтьев М.К.	172, 207
Лесневский В.А.	175
Лесневский Л.Н.	149, 167, 179
Лешин Д.П.	162
Ли М.	342

Лобанов Б.С.	10
Лобанов И.Е.	170, 202, 203
Лобачев С.Н.	340
Лобов А.Г.	337, 338, 342
Ловчинская М.В.	283
Лужанский Б.Е.	263
Лукьянов А.П.	118
Лютер Е.В.	288
Ляховецкий М.А.	179
Макаров Д.А.	39
Максименков В.С.	134
Максимов А.А.	75
Максимов Н.А.	138
Малоземов В.В.	141
Малыхин А.Н.	278
Малышев В.В.	8, 86, 95, 97, 105
Мамаев А.А.	309
Мамонов С.В.	68
Манбеков Д.Р.	168
Маркова А.Н.	288
Мартиросов М.И.	63, 68
Мартыненко Н.С.	332
Мартынов М.Б.	5
Марчуков Е.Ю.	164
Масленникова Ю.С.	250
Матвеев Ю.А.	102
Матвеев А.М.	7
Матвеев Г.П.	162
Матвеев Д.Н.	268
Махорин А.О.	74
Машуков Е.В.	168
Медведев Ю.В.	27
Мельник И.И.	228, 238
Мельников В.М.	191
Меркишин Г.В.	16, 17, 246
Метлицкая Д.В.	306
Миронова Т.Б.	205
Михайленко С.А.	155
Михайлов К.Е.	269
Михеев О.В.	158
Михеев С.М.	244
Моисеев В.С.	231

Моисеев Г.В.	36
Моисеев Д.В.	127
Молчанов А.М.	189
Момот С.С.	156
Монахова В.П.	77
Мордвинкин А.С.	127
Мороз А.П.	214
Морозов А.Н.	7
Морозов Г.И.	141, 142
Морозов Д.Е.	124
Морозова Н.Е.	84
Мусатов В.А.	135
Мусолов М.Н.	265
Мухина С.Д.	162
Мыктыбеков Б.	199
Надирадзе А.Б.	186
Назаренко А.В.	108
Назаренко И.П.	178
Наумов О.Н.	83
Нескоромный Е.В.	158
Нестеренко В.В.	173
Нестеренко В.Г.	173
Неусыпин К.А.	245
Нечаев И.Л.	192
Нижегородцев В.В.	196
Низяев А.А.	165
Никитин В.В.	46, 48
Никитин П.В.	178, 189
Никитина О.Е.	174
Николаенко В.С.	258
Никонов В.В.	61
Новиков В.М.	281
Новиков Д.Ю.	239
Носов Г.А.	340
Нурмухаметов Р.Р.	25
Нурсултан Д.Е.	333
Ньи Ньи Хтун.	314
Оболенский Ю.Г.	28
Опрышко Н.В.	270
Орешкина М.В.	228
Осипов А.П.	49
Оспенникова Т.	337
Павленко А.И.	313

Падалко С.Н.	236
Панагушин В.П.	288
Панарин В.И.	97
Панасенко А.В.	169
Панкова Л.В.	282
Панкратов И.А.	307
Пановский В.Н.	323
Пантелеев А.В.	306
Пантелеев П.А.	275
Паньков М.	339
Парамонов Н.В.	170
Парафесь С.Г.	131
Пашкина Е.О.	12, 14
Петербург А.И.	121
Петраш В.Я.	124
Петров А.А.	334
Петров П.В.	201, 209
Печеник Е.В.	13
Пивоваров Д.Е.	324
Пилипенко А.	338
Пичхадзе К.М.	5
Пиявский С.А.	8
Платов С.А.	29
Подколзин В.Г.	166
Подлипьян П.Е.	138
Поздняков И.А.	52
Полищук М.А.	57
Полтавец В.А.	7
Пономарев Н.А.	193
Пономарев П.А.	42
Попов А.А.	100
Попов В.А.	185
Попов Д.Н.	81
Попов С.Н.	224
Портер А.М.	162
Порунов А.А.	240, 247, 250
Потапенко М.Ю.	177
Правидло М.Н.	56
Преображенский Б.А.	152
Прокофьев А.Б.	205
Пронин М.А.	118
Прохорова Е.П.	283
Прочухаев М.В.	134

Прошин Д.С.	89
Прошкин В.Ю.	145
Пунанов И.Ф.	190
Рабинский Л.Н.	68
Равикович Ю.А.	173
Райкунов Г.Г.	5, 191
Раков В.В.	148
Рачук В.С.	7
Романов В.А.	312
Романов В.М.	263, 302
Романова Е.В.	25
Рубан Н.В.	270
Рублёв Н.В.	113
Рыбаков К.А.	312
Рыжков А.В.	278
Рязанцева О.В.	311
Савицкая С.Е.	261
Сажин Д.С.	134
Сафин А.М.	52
Сафронов В.С.	114
Сверчков Ю.	343
Святенко Е.С.	94
Северин А.В.	156
Селиванов К.М.	321
Семена Д.Н.	150
Семенихин К.В.	309
Семенов А.В.	130
Семенов П.Н.	288
Семилетникова Е.В.	222
Сергеев Д.	337
Сергеев С.Ф.	23, 24
Сидоренко Е.К.	176
Сидорова Д.	342
Сизов А.А.	188
Сикачев В.Ю.	293
Симанков Д.С.	152
Симахин Е.А.	197
Симонов И.А.	162
Ситу Лин.	315
Скибин В.А.	7
Смахтин А.П.	212
Смирнов А.Ю.	162
Смирнов В.А.	139

Соколов А.А.	96
Соколов В.В.	175
Соколов Н.Л.	103, 106
Соломатин А.Ю.	292
Солянкина А.А.	147
Сорокин А.А.	258
Сосулин Ю.Г.	259
Сотник Е.В.	178
Спиридонов А.В.	37
Спиридонов С.В.	195
Спирин Г.Г.	119, 129, 152, 197
Спицин А.Г.	271
Способин А.В.	320
Станкевич А.М.	218
Старков А.	343
Старков А.В.	96, 97
Статкова Е.	342
Стебаков А.В.	239
Степаненко А.В.	335
Степаненко А.Ю.	72
Степаненко В.А.	73
Стерин В.Ф.	147
Стойко С.Ф.	337, 343
Стратилатов Н.Р.	120
Стрельников Е.В.	184
Стреляев Д.В.	37
Ступаков А.А.	156
Суворова О.А.	227
Сулаков А.С.	82
Сумкин Д.А.	312
Суханова Л.Н.	268
Сухинин А.И.	53
Сухов Д.В.	40, 41
Таразанов И.	338
Тарасов А.И.	163
Таргамадзе Р.Ч.	127
Твердохлебова Е.М.	186
Терентьев М.Н.	220, 221, 224
Терешко А.Г.	195
Тимофеев О.А.	129
Тимошенко А.А.	303
Титов Ю.П.	313

Тихомиров А.В.	127
Ткаченко С.С.	249
Токарев А.С.	343
Токарев Б.Е.	69
Толстендорф О.	338
Толстолужинский Е.Ю.	98
Томилин М.М.	194
Томилина Т.В.	162
Третьякова О.Н.	169, 229, 316, 318, 319
Троицкий В.Л.	84
Трошин А.Е.	167
Трунов П.А.	123
Трушина О.С.	221
Тряскин Д.В.	336
Тузов И.В.	12, 14
Тук Д.Е.	50
Туркин И.К.	124
Тычинский Ю.Д.	121
Тювин А.В.	82
Тюменцев Ю.В.	20
Тюрин В.Н.	167, 179
Тяпченко Ю.А.	88
Углов В.А.	159
Удовиченко Е.Н.	298
Ухов П.А.	199
Ушаков А.М.	167
Фавстова Л.А.	238
Фадин С.С.	54
Фатеев В.Ф.	11, 118, 235
Фатьянов С.А.	256
Федоренко О.Г.	120
Федорец В.Н.	122
Федоров А.В.	86
Фесенко М.В.	216
Фетисов Е.В.	52
Фешкин Ю.В.	62
Филиппов Г.С.	258
Филонин О.В.	181
Финтисов А.И.	183
Флейтлих Б.Б.	203
Хабаровский Н.Н.	144
Халил Р.Х.	272

Ханталин Д.С.	322
Харисова Г.Р.	50
Харитонов А.Н.	115
Хартов В.В.	5
Хатковский К.В.	261
Хесин Л.Б.	17
Хижняков Ю.Н.	217
Хлевой А.	77
Хлевой А.С.	149
Хлопцев Д.В.	300
Хмелевой В.В.	271
Хныкин А.В.	253, 254
Холоимова А.С.	142
Хомин Т.М.	188
Храмов Н.Е.	134
Хромова И.В.	151
Хужоков А.А.	222
Царев Е.К.	28
Целищев В.А.	184
Челноков Ю.Н.	307
Черениченко Д.	339
Черкасов А.Н.	158
Чернигин К.О.	21
Чернов В.М.	294
Чертoryжская С.С.	58
Чибисова И.В.	14
Чичиндаев А.В.	51
Чудецкий Г.М.	104
Чудецкий Ю.В.	104, 150
Чуев А.С.	273
Чупин А.В.	316
Чуркин Э.М.	294
Чуян Р.К.	212
Шаповалов В.Е.	116
Шапошников В.В.	186
Шафигуллин Р.Р.	231
Шахматов Е.В.	205
Швед Ю.В.	43
Шевела И.А.	254
Шевцов Д.А.	168
Шевцов С.Н.	89
Шевченко Г.Ю.	318
Шибанов В. Ю.	55

Шилов А.Е.	5
Шилов Л.Б.	120
Шишов Д.М.	40, 41
Шкадов В.Я.	27
Шляпников И.П.	119
Шолохов Д.О.	245
Шумаков Н.Н.	92
Шустов Б.М.	7
Шустова Д.В.	32
Щербаков М.А.	164
Щербакова С.С.	14
Щербатых Т. Н.	246
Щербатых Т.Н.	16, 17

Щипаков В.А.	163
Южаков А.А.	217
Юлдашев А.А.	26
Юн А.А.	159
Юрченко И.И.	110, 111
Ющик А.С.	113
Ямашев Г.Г.	93, 94, 248
Яременко Д.Э.	263, 302
Ярыгин А.Ю.	223
Ярыгина М.В.	38
Яшков В.А.	247
Ященко Б.Ю.	258

9-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2010»
Тезисы докладов

Председатель Оргкомитета
Малышев Вениамин Васильевич
Ученый секретарь
Байрамова Татьяна Шамилевна

Оформление обложки:
И. Я. Волкова

Верстка:
М.И. Бартенев

Подписано в печать 01.11.10
Формат 148х210 мм
Бумага офсетная. Усл.-изд. Л. 2,3
Тираж 500 экз. Заказ №194

Отпечатано
ООО «Принт-салон», Санкт-Петербург,
Социалистическая ул., д. 14Б, тел.: (812) 313 -5606