

**11-я Международная конференция  
«АВИАЦИЯ И КОСМОНАВТИКА – 2012»**

**Тезисы докладов**

Москва, МАИ  
13 - 15 ноября 2012 г.

УДК 629.7  
ББК 94.3 39.52 39.62  
А20

11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012». 13–15 ноября 2012 года. Москва. Тезисы докладов. – СПб.: Мастерская печати, 2012. – 416 с.

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

Мероприятие проводится при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 12-08-06049-Г).

ISBN 978\_5\_905176\_17\_3

© Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет), 2012

## **Организатор**

Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)

## **Программный комитет**

**Геращенко А.Н.** – председатель, ректор МАИ

**Шевцов В.А.** – заместитель председателя, проректор по научной работе МАИ

**Алифанов О.М.** – заведующий кафедрой 601 «Космические системы и ракетостроение» МАИ

**Ефремов А.В.** – декан факультета «Авиационная техника» МАИ

**Попов Г.А.** – директор НИИ ПМЭ МАИ

**Веремеенко К.К.** – заместитель декана факультета «Системы управления, информатика и электроэнергетика» МАИ

**Медведский А.Л.** – декан факультета «Аэрокосмический»

**Пунтус А.А.** – профессор кафедры 803 «Дифференциальные уравнения» МАИ

**Терентьев В.В.** – директор Ресурсного центра в области авиационного

**Гаврилов К.Ю.** – декан факультета «Радиоэлектроника летательных аппаратов» МАИ

**Агульник А.Б.** – декан факультета «Двигатели летательных аппаратов» МАИ

**Тихонов А.И.** – директор ИНЖЭКИН МАИ

**Брехов О.М.** – заведующий кафедрой 304 «Вычислительные машины, системы и сети» МАИ

**Туркин И.К.** – заведующий кафедрой 602 «Авиационно-ракетные системы» МАИ

## **Организационный комитет**

**Шевцов В.А.** – председатель, проректор по научной работе МАИ

**Ефремов А.В.** – декан факультета «Авиационная техника» МАИ

**Алифанов О.М.** – заведующий кафедрой 601 «Космические системы и ракетостроение»

**Попов Г.А.** – директор НИИ ПМЭ МАИ

**Гаврилов К.Ю.** – декан факультета «Радиоэлектроника летательных аппаратов» МАИ

**Байрамова Т.Ш.** – ученый секретарь

## **Оглавление**

<b>1. ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ.....</b>	<b>5</b>
<b>2. АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ .....</b>	<b>6</b>
<b>3. РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ.....</b>	<b>70</b>
<b>4. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ И ДВИГАТЕЛИ .</b>	<b>175</b>
<b>5. ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ.....</b>	<b>237</b>
<b>6. ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА.....</b>	<b>340</b>
<b>7. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ .....</b>	<b>372</b>
<b>АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ.....</b>	<b>406</b>

# 1. Пленарное заседание

**Подготовка высококвалифицированных кадров для оборонно-промышленного комплекса России в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете)**

Герашенко А.Н.

МАИ, г. Москва

**Инновация - основа разработки конкурентно-способных авиационных двигателей**

Бабкин В.И., Скибин В.А.

ЦИАМ, г. Москва

**Достижения России в области авиадвигателестроения**

Марчуков Е.Ю.

НТЦ им. А. Люльки, г. Москва

**Разработка мощных ЖРД. История и современное состояние**

Каторгин Б.И.

НПО «Энергомаш», г. Москва

**Современные мировые тенденции и основные направления научно-технического развития высокоточного авиационного управляемого оружия**

Ярмолюк В.Н.

Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королёв

**ГЛОНАСС: состояние и перспективы**

Ступак Г.Г.

Российские космические системы, г. Москва

**Технологическая платформа «Авиационная мобильность и авиационные технологии». Результаты и перспективы**

Сыпало К.И.

ЦАГИ, г. Жуковский

## **2. Авиационные системы**

### **Истребитель пятого поколения: настоящее и будущее**

Абдуллин А.Д.

Клуб авиастроителей, г. Москва

(Школьная секция)

В историко-научно-техническом исследовании рассматривается зарождение и развитие концепции истребителей пятого поколения. Базой для истребителя пятого поколения послужили разработки самолетов ведущих авиационных держав мира: России и США, Т-50 и F-22. Соперничество именно этих стран всегда служило локомотивом прогресса в авиации, так как эти страны стремились обеспечить превосходство своих Военно-Воздушных сил на другими.

В работе представлены основные преимущества самолетов двух сторон. Преимуществами самолета российской разработки являются наличие оптико-электронной интегрированной системы управления, более мощного бортового радара, сверхманевренности и более вместительных отсеков вооружения. Преимуществами американского варианта самолета можно назвать меньшую эффективную площадь рассеивания и отличный бортовой комплекс обороны.

В результате исследования делается вывод, что идеальный истребитель пятого поколения должен обладать сверхманевренностью, бортовой радиолокационной станцией и оптико-электронной системой (типа Т-50) и средствами снижения заметности, бортовым комплексом обороны (подобного F-22).

### **Эффективное управление с обратной связью нелинейно формализуемыми движущимися объектами в функционально ограниченных подпространствах**

Акаев А.Б.

МГТУ ГА, г. Москва

Реализация траекторий полета различной сложности движущимися объектами (ДО), либо достижение ими терминальных условий предполагает оснащение их авионикой, построенной на базе встраиваемых распределенных гибридных микропроцессорных систем управления со специальным алгоритмическим и реализующим его программно-аппаратным обеспечением, которое функционирует в режиме реального времени.

Для их разработки используются технологии аналитического синтеза алгоритмов оптимального управления с обратной связью, теоретическая обоснованность их, как регулярных методов, сомнительна, а

практическая применимость результатов их реализации весьма ограничена.

Разделение модели на линейную и нелинейную составляющие, вектора управления на компоненты, построение модели в классе полиномиальных, использование статистических подходов, либо итерационных процедур позволяют получить решение лишь в частных случаях.

Разработан метод аналитического синтеза, предполагающий наличие формализованной постановки задачи, включающей оригинальный критерий оптимальности, непрерывно-дифференцируемые нелинейные математические модели ДО, функционально ограниченного подпространства, в виде замкнутого множества, мощность и свойства которого формализуются на основании физических, геометрических, энергетических параметров объекта и внешней среды в виде нелинейных двухсторонних неравенств.

Сформулированы и доказаны необходимые и достаточные условия оптимальности, разработана технология получения решения, то есть, эффективных алгоритмов управления ДО в общем виде, позволяющих уже на этапе синтеза обеспечивать заданные показатели точности траекторных и угловых параметров, а также качества и устойчивости переходных процессов в замкнутой системе на всех этапах её движения при наличии ограничений.

Метод и технология не предполагают при расчете параметров алгоритма управления процедур выбора весовых коэффициентов функционала качества, решения двухточечной краевой задачи благодаря использованию в постановке задачи адекватных исходным нелинейностям линейных нестационарных моделей специального вида и аналитическому построению решения полученных нелинейных дифференциальных уравнений. Размерность моделей непринципиальна.

Разработанные технология проектирования и программно-аппаратный комплекс использованы при решении задач управления ДО на режимах взлета, посадки, маневрирования, в условиях сложных метеоусловий, при изменении внешней среды, его веса, и структуры.

### **Преимущества автожиров по сравнению с другими летательными аппаратами**

Алиев Р.Ш.

Клуб авиастроителей, г. Москва  
(Школьная секция)

Настало время легких и недорогих летательных аппаратов, способных стать персональным транспортом. Этими летательными аппаратами (ЛА) и являются автожиры. Цель исследовательской работы: привлечь

внимание общественности к автожирам как к перспективному транспорту будущего. Основная задача данной работы: изучив преимущества, показать необходимость и, в некоторых случаях, незаменимость автожиров. В работе отмечено, что для обеспечения полета автожира необходимо перемещение его относительно воздушной среды, при котором создается самовращение несущего винта. Изучив на основе сравнительной характеристики современных ЛА преимущества автожиров, выделен ряд их достоинств: укороченный взлёт и посадка; конструктивная простота, малая трудоёмкость в изготовлении и эксплуатации; возможность выполнения аппарата в классе сверхлегких, легких ЛА с закрытой кабиной; высокая весовая отдача (0,4...0,65); безопасность полёта - в случае остановки двигателя в полёте автожир полностью сохраняет управляемость и может выполнить штатную посадку; при потере скорости автожир не входит в штопор; экономичность - часовые расходы топлива сопоставимы с таковыми у дельталета и вертолета, но уступают самолету.

Основным минусом автожиров является более низкий КПД использования силовой установки вследствие высокого лобового сопротивления несущего винта. Из-за этого при равном полетном весе и скорости автожиру требуется более мощный двигатель, чем самолету.

В результате сделан вывод, что автожиры являются очень привлекательным и необходимым средством воздушного передвижения среди всех ЛА. Они могут быть полезны там, где нет возможности или целесообразности использования крупногабаритных ЛА. С автожиров началась история всех винтокрылов в нашей стране, они – важная часть истории отечественной авиации и являются одним из возможных вариантов перспективного транспорта будущего.

### **Исследование динамической нагруженности лопатки направляющего аппарата (НА) с двухсторонним креплением пера**

Белоусов Г.Г., Ардешири Ш.

МГТУ ГА, г. Москва

Актуальность работы обосновывается тем, что лопатки НА в процессе эксплуатации имеют более высокий уровень динамической нагруженности, чем рабочие лопатки. Об этом свидетельствуют данные тензометрирования двигателей при стендовых и летных испытаниях, а также усталостные поломки этих лопаток, обнаруживаемые в эксплуатации.

В докладе описано оборудование и технологии усталостных испытаний лопатки НА при их колебаниях по высокочастотным формам, позволяющие реализовать в лабораторных условиях нагружение, соответствующее эксплуатационному.



За счет этого в процессе испытаний воспроизведены все виды усталостных трещин, присущие лопатке НА в эксплуатации. Были установлены также характер и причины эксплуатационных поломок.

Определена динамическая нагруженность пера лопаток по траекториям развития трещины, по кромкам и спинке, а также концентрация напряжений в зоне цапфы и переходов в полку.

Исследованы спектры собственных форм и частота колебаний лопаток НА нескольких ступеней разных типов двигателей.

На основе полученных результатов были проведены доработки лопаток с целью подавления усталостных трещин в эксплуатации. Описано оборудование для проведения усталостных испытаний лопаток с двухсторонним креплением пера.

Для получения достоверной информации о распределениях динамических напряжений по высокочастотным формам эксперимент проводился для двух-трех лопаток. При этом подобрались лопатки с наибольшими отклонениями частот опасных форм колебаний.

### **Исследование сопротивления вертолетной компоновки**

Батраков А.С., Нурмухаметов Р.Р., Кусюмов А.Н., Баракос Дж.  
КНИТУ-КАИ, г. Казань

Моделирование обтекания вертолета и исследование его аэродинамических свойств является актуальной задачей вертолетостроения. Расчеты полной компоновки вертолета с моделированием обтекания вертолетного винта остаются весьма затруднительными, несмотря на постоянно растущие мощности вычислительной техники. Наиболее существенное влияние на характеристики вертолета оказывают характеристики фюзеляжа. В связи с этим, в данной работе рассматривается вопрос моделирования обтекания фюзеляжа вертолета Ансат.

Моделирование изолированного фюзеляжа рассматривается с учетом взаимного влияния отдельных частей компоновки и их вклада в общее сопротивление вертолета. С этой целью было смоделировано обтекание изолированного фюзеляжа (с выхлопными трубами и без них), изолированных шасси и хвостового оперения, а также различных компоновок фюзеляжа.

Численное моделирование производилось с использованием компьютерного пакета ВМБ, разработанного в университете г. Ливерпуль. Расчетные структурированные гекса-сетки строились в сеточном генераторе ICEM CFD. Возле поверхности моделируемых объектов использовались сетки типа O-grid. По нормали к поверхности проводилось сгущение узлов расчетной сетки, с целью моделирования пограничного слоя.

Валидация ВМБ проводилась на тестовой задаче моделирования обтекания изолированного фюзеляжа Robin. Расчеты показали хорошее согласование с результатами эксперимента.

Для моделирования совместного обтекания фюзеляжа, шасси и хвостового оперения применялась технология скользящих поверхностей. Это позволило сократить количество элементов расчетной сетки, которое составило около 31 миллиона ячеек. Расчеты производились на вычислительном кластере с использованием k-omega и SST моделей турбулентности.

Результаты расчета показали, что шасси увеличивает сопротивление изолированного фюзеляжа приблизительно в 1,5 раза. Хвостовое оперение увеличивает сопротивление на 10%. Проведена также оценка интерференции отдельных частей вертолета при определении их вклада в общее сопротивление вертолета

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта по постановлению № 220 Правительства РФ для привлечения ведущих ученых в российские образовательные учреждения высшего профессионального образования (Договор № 11.G34.31.0038).

### **Некоторые аспекты математического моделирования поведения ВС при эксплуатации на различных типах покрытий ВПП**

Бехтина Н.Б., Мусави Сейед Али Сейед Абдолвахед  
МГТУ ГА, г. Москва

Круглогодичная эксплуатация воздушных судов (ВС) на аэродроме обеспечивается при наличии на взлетно-посадочной полосе (ВПП) искусственных покрытий, рассчитанных на заданную нормативную нагрузку. Такие искусственные взлетно-посадочные полосы (ИВПП), как правило, имеются на аэродромах высших классов. На аэродромах низших классов имеются ВПП с упрощенными покрытиями или грунтовые взлетно-посадочные полосы (ГВПП). Грунтовые полосы должны быть также и на аэродромах, имеющих искусственные покрытия. Их располагают рядом и параллельно ИВПП. Они необходимы для взлета и посадки воздушных судов в период удаления с ИВПП снега и гололеда и ремонта покрытий или во время занятости ИВПП другими воздушными судами. ГВПП используют также при аварийных посадках воздушных судов.

Следовательно, актуальной является проблема исследования безопасной и экономически оправданной эксплуатации ВС на различных типах покрытия ВПП с целью оптимизации выполнения взлетно-посадочных операций в сложных метеоусловиях.

Как известно, качество выполнения разбега и пробегга тесно связано с взлетно-посадочными возможностями ВС в целом, обусловленными

совершенством его аэродинамической компоновки, массовыми характеристиками, тяговооруженностью силовой установки, эффективностью аэродинамических органов управления. При этом имеются в виду системно-динамические взлетно-посадочные характеристики (ВПХ), определяющие поведение самолета как управляемой динамической системы с упруго-демпфирующими свойствами и наложенными неидеальными контактными связями, а также выбранный метод пилотирования самолета, что особенно заметно на малопрочных грунтовых ВПП, когда в контакте шасси с деформируемой грунтовой средой проявляются сложные процессы взаимодействия, отличные от механизма сухого трения.

Способность ВС безопасно эксплуатироваться в грунтовых условиях базирования может ограничиваться тремя факторами:

- чрезмерными контактными нагрузками на опорные элементы шасси и летные полосы,
- недопустимыми перегрузками конструкции,
- потерей управляемости самолета из-за нарушения необходимых на взлетно-посадочных режимах контактных связей шасси с земной поверхностью.

Эксперименты по изучению взаимодействия шин с поверхностью качения на больших скоростях крайне сложны в постановке и опасны при проведении.

В связи с этим в авиационной и шинной промышленности широко распространен метод копроновых испытаний, в том числе метод сброса колеса с различными вертикальными скоростями на барабан, вращающийся в режиме имитации посадочной скорости самолета.

Для исследования взаимодействия с грунтом и снегом колес шасси ВС принята многоступенчатая методика работ, включающая:

- теоретическую проработку проблемы;
- проведение модельных и натуральных экспериментов (в том числе в грунтовых каналах) путем буксировок колес шасси ВС на малых скоростях с параллельной отработкой методов оценки прочностных свойств грунта и снега;
- проведение экспериментов на самолетах-лабораториях с повышенными скоростями движения;
- эксперименты в составе летных заводских испытаний и в дальнейшем с переходом на государственные испытания.

Однако постановка полномасштабного эксперимента, охватывающего весь спектр наземных динамических нагрузок, возникающих при движении ВС по покрытию ВПП невозможна.

Математическое моделирование динамической системы «ВС - покрытие – внешняя среда - пилот» позволяет имитировать различные пограничные условия, трудновоспроизводимые на практике.

В докладе представлены математические модели различных типов покрытия ВПП, позволяющие повысить адекватность теоретических расчетов поведения различных типов ВС на пробеге и разбеге в сложных метеоусловиях.

### **Перспективные стеклопластиковые соты для авиационных и ракетных систем**

Волков В.С., Денисова Е.В., Кулагина И.В., Бабкина И.О., Шуль Г.С.  
ОНПП «Технология», г. Обнинск

Стеклопластиковые сотовые наполнители (ССП) представляют собой объёмные ячеистые структуры, стенки которых выполнены из монослойного стеклопластика. Применение этих материалов в трёхслойных конструкциях позволяет существенно снизить массу изделия, обеспечить высокие удельные упруго-прочностные характеристики, высокую технологичность и эксплуатационную надёжность, а также требуемое качество поверхности деталей сложной формы.

В настоящее время ССП широко используются в различных силовых и средненагруженных трёхслойных конструкциях самолётов – панели крыла, фюзеляжа и оперения, агрегаты механизации крыла, лобовые обтекатели фюзеляжа, звукопоглощающие конструкции силовых установок и др. В то же время остаются актуальными задачи повышения прочности и термостойкости сотовых наполнителей.

Для повышения прочности сотовых наполнителей были исследованы соты на основе кварцевой ткани и фенолоформальдегидного связующего. Замена традиционно используемых стеклотканей при опытно-промышленном производстве сотов на кварцевую ткань с повышенными прочностными и диэлектрическими свойствами позволила получить соты с прочностными характеристиками на 40-50% выше по сравнению с серийно выпускаемыми ССП.

Для повышения термостойкости сотовых наполнителей на основе электроизоляционных стеклотканей были проведены исследования по замене фенолоформальдегидного связующего на полиимидное с использованием и более термостойкого клея по сравнению с фенолоформальдегидным клеем БФ-2, применяемым при формовании стеклосотопакетов. Результаты исследований показали, что полученные стеклосотопласты работоспособны при температуре 300°С с требуемым уровнем прочностных характеристик.

Проведенные исследования позволили разработать состав и технологию изготовления сотовых заполнителей с размерами граней ячеек 3,5 и 4,2 мм типа ССПК-1 (ТУ 1-596-486-2012) на основе кварцевой ткани и фенолоформальдегидного связующего и типа ССП-7 (ТУ 1-596-481-2011) на основе электроизоляционной стеклоткани и полиимидного связующего.

Сочетание высоких значений прочности, теплостойкости и диэлектрических характеристик делает разработанные соты перспективными для изготовления лобовых обтекателей самолетов и ракет, а также деталей антенных систем радиолокационных станций.

### **Влияние формы кока и втулки на характеристики осевого вентилятора**

Бу Мань Хиеу, Попов С.А.

МАИ, г. Москва

Целью этой работы является исследование численным методом влияния формы кока и втулки на характеристики осевого вентилятора. Влияние формы кока на характеристику может иметь место как в связи с изменением поля скоростей, формируемого им и коллектором перед лопаточным венцом, так и в результате возникновения отрывного течения при неблагоприятной форме кока или при его отсутствии. Причем это по-разному в зависимости от типа аэродинамической схемы вентилятора, от размера втулки, параметров решетки лопаток, режима работы и угла установки лопаток.

В данной работе проводилось моделирование вентилятора с коком разных форм и с втулкой разными размерами. Вентилятор диаметром  $D = 0,1$  вращается со скоростью  $n = 800$  об/ми. Кок имеет форму полуэллипсоида, полусферы и укороченной полусферы. Относительный размер втулки  $\frac{d}{D} = 0,35; 0,45; 0,5$

В результате проведено сравнение характеристик вентилятора с разными формами кока и разными размерами втулки.

### **Забывтые проекты XX века**

Газутдинов Д.И.

Клуб авиастроителей, г. Москва

(Школьная секция)

В ходе научно-технического прогресса человек создает множество различных проектов. Какие-то из них успешно реализуются, какие-то навсегда остаются образцами, или вообще существуют только на бумаге. Вновь появляющиеся современные технологии, материалы и конструкторские решения позволяют эффективно реализовать идеи и

решения, заложенные в проектах, относящихся к категории «забытых». Целью историко-исследовательской работы является изучение экранопланов – транспортных средств опередивших свое время.

На начальном этапе работы проведен обзор различных литературных и электронных источников по теме исследования, проанализированы исторические предпосылки возникновения идеи увеличения скорости путем поднятия корпуса судна из воды в воздух. В основной части работы изложены физические основы экранного эффекта; рассмотрен мировой опыт проектирования летательных аппаратов, «скользящих» по воде; из ряда технических решений выбраны и описаны наиболее значимые и интересные проекты: «Каспийский Монстр», «Орленок», ВВА-14, Х-112; проведена оценка вклада в развитие экранопланостроения советских и иностранных конструкторов - Р.Е. Алексева, Р. Бартини, А. Липпиша; установлены причины, по которым были забыты передовые идеи создания скоростного транспорта.

В заключительном разделе определены перспективы применения экранопланов в различных сферах человеческой деятельности; проведено сравнение аппаратов с другими видами транспорта по таким критериям, как грузоподъемность, экологичность, скорость и др., и обоснована актуальность возврата к исследованиям экранопланов на современном этапе развития науки и техники.

В результате проведенного исторического исследования, автором сделаны следующие выводы: в истории России существуют уникальные технические проекты, опередившие своё время; в «забытых» проектах есть идеи и конструкторские решения, которые можно и надо использовать в современных разработках.

## **Моделирование нестационарного движения БПЛА в вихревом следе ЛА-генератора в турбулизированной атмосфере.**

Головнев И.Г., Платов С.А., Лапшин К.В.

ГосНИИАС, г. Москва

В докладе рассматривается проблема взаимодействия БПЛА с вихревым следом ЛА генератора в турбулизированной атмосфере. Представлены результаты анализа имеющихся расчетных и экспериментальных исследований по определению параметров вихрей за ЛА-генератором в ближнем и дальнем следе. Показано, что измерения вихрей за ЛА в прямом движении выполнен в объеме, недостаточном для тестирования имеющихся расчетных методов. В связи с этим предлагается выполнить комплекс экспериментальных исследований по измерению параметров вихревых следов и их воздействию на ЛА в прямом эксперименте на ракетной дорожке: ЛА-генератор устанавливается на разгонную тележку, имеющую блок

измерений характеристик вихрей в ближнем следе; осуществляется разгон ЛА-генератора до заданной скорости (постоянной или переменной) с непрерывным измерением характеристик вихрей как в ближнем, так и в дальнем следе. Для оценки воздействия вихрей на БПЛА, на ракетную дорожку за ЛА-генератором устанавливается БПЛА с блоком измерения его характеристик в вихревом следе. Подобный эксперимент позволит получить точные количественные данные по параметрам вихрей за ЛА-генератором в ближнем и дальнем следе.

В докладе представлены результаты расчетной оценки характеристик БПЛА при нестационарном движении в вихревом следе ЛА-генератора в турбулизованной атмосфере. Результаты расчетов показывают изменение  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$  ( $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ ) по мере вхождения БПЛА в вихрь от крыла ЛА-генератора.

### **Математическая модель в проектировании дополнительных аэродинамических поверхностей крыла для магистральных воздушных судов**

Горбунов А.А., Припадчев А.Д.  
ОГУ, г. Оренбург

Авиапредприятия в настоящее время остро нуждаются в современных воздушных судах (ВС) с эффективной аэродинамикой, позволяющей снизить аэродинамическое сопротивление на крейсерском режиме полета до 20 %, что в свою очередь приведёт к снижению удельного расхода топлива, а так же к уменьшению потребной взлётной дистанции с полной коммерческой загрузкой. Поставленную задачу призваны решить дополнительные аэродинамические поверхности, процесс проектирования которых, невозможен без применения современных компьютерных технологий, а так же методов системного анализа и исследования операций.

Задача заключается в том, чтобы определить оптимальную дополнительную аэродинамическую поверхность крыла по критерию производственных расходов для магистрального ВС, обеспечивающую максимальную аэродинамическую эффективность для конкретного типа ВС. Решение поставленной задачи даёт ответ на следующий вопрос. Какой тип дополнительной аэродинамической поверхности экономически эффективен на конкретном типе ВС в процессе пассажирских перевозок.

Сущность и особенность предлагаемого метода оптимизации на основе критерия производственных расходов ВС заключается в следующем.

Методологическая и программная реализация заключается в определении оптимального типа дополнительной аэродинамической

поверхности «*n*» на конкретном типе магистрального ВС. Целевой функцией является сумма производственных расходов на все рейсы для всех типов дополнительных аэродинамических поверхностей при сохранении показателя дохода, при выполнении системы ограничения неравенств. Получаем задачу линейного программирования, которую решаем симплекс-методом.

Вышеизложенное позволяет выделить следующие отличительные особенности рассмотренного метода.

1. Информацию, которую получаем с помощью симплекс метода, не ограничивается лишь значениями переменных. Это означает, что он позволяет дать экономическую интерпретацию полученного решения.

2. В результате решения уравнения, с системой ограничений и при помощи программного средства выбираем наилучший тип дополнительной аэродинамической поверхности из предлагаемой классификации дополнительных аэродинамических поверхностей для конкретного типа ВС.

3. Предлагаемая методика с программным средством для ЭВМ позволяет определить нужный тип дополнительной аэродинамической поверхности для конкретного типа магистрального ВС.

### **Разработка специальной макромоделей слоистого композита для анализа напряжённо-деформированного состояния нерегулярных зон типовых конструкций планера самолёта**

Грищенко С.В., Попов Ю.И.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка методики анализа напряжённо-деформированного состояния многослойного пакета полимерного композиционного материала в нерегулярных зонах типовых конструкций планера самолёта. Методика заключается в создании специальной макромоделей многослойного пакета композита, учитывающей возможные межслоевые деформации внутри пакета.

Нерегулярные зоны в конструкциях из многослойных композитов в общем случае – это участки, где происходит существенное изменение структуры материала по сравнению с регулярной зоной. Это могут быть участки, где, например, изменяется толщина пакета за счёт добавления новых слоёв или где меняется структура и состав укладки. В таких зонах происходит неравномерное нагружение слоёв, что приводит к неравномерному деформированию слоёв пакета, и, как следствие, появлению межслоевых сдвиговых деформаций и напряжений. Это явление способствует распределению нагрузки между слоями, однако в связи с невысокими жёсткостными и прочностными характеристиками



связующего материала по сравнению с армирующим волокном в процессе деформирования может произойти частичное разрушение связующего, что приведёт к потере структурной целостности композита и частичной или полной потере несущей способности конструкции.

Сейчас методики проектирования авиационных конструкций из полимерных слоистых композитов основываются на результатах материальных испытаний различных образцов. Однако измерить возможные межслоевые сдвиги в композите в процессе испытаний не предоставляется возможным. Разрабатываемая методика и макромодель позволит с некоторой степенью достоверности оценить величину межслоевых сдвиговых деформаций и напряжений и напряжённо-деформированного состояния в целом. Полученная информация может быть полезна инженерам-конструкторам для создания более оптимальных и прочных конструкций из композитов.

Математическое описание модели заключается в построении систем дифференциальных уравнений для каждого слоя композита и межслоевого пространства, заполненного связующим. Решение этих систем проводится для конкретных типовых случаев нагружения различных нерегулярных зон путём наложения граничных условий и условий связи систем уравнений.

### **Исследование влияния точности изготовления полосковых проводников и сквозных металлизированных отверстий на характеристики микрополосковых фильтров**

Воронцов Р.Б., Денисенко Д.В., Козлов А.В.

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

Объектом исследования являются шпилечные и встречно-стержневые фильтры на микрополосковых линиях, изготовленные по тонкопленочной технологии. На этапе проектирования фильтров использовался метод электродинамического моделирования и полученные расчетные характеристики полностью удовлетворяли заданным требованиям. В изготовленных фильтрах периодически появлялись экземпляры с существенными провалами в полосе пропускания, что делало фильтры не годными для их дальнейшего применения в устройствах.

Целью исследования является определение причины отклонения экспериментальных характеристик фильтров от расчетных, полученных в ходе выполнения электродинамического моделирования на этапе проектирования.

Для проведения работы было отобрано 3 фильтра: один шпилечный, настроенный на центральную частоту 16.5ГГц и два встречно-стержневых с центральными частотами 7ГГц, 6.5ГГц. В процессе

исследования было проведено измерение геометрических размеров резонаторов фильтров и сквозных металлизированных отверстий. Выявлены отклонения при изготовлении микрополосков, отверстий и проведено электродинамическое моделирование, учитывающее выявленные дефекты. Полученные данные подтвердили существенное влияние выявленных дефектов производства на характеристики фильтров. Так же в работе приведены результаты оценки влияния допущенных при изготовлении отклонений на характеристики фильтров.

### **Стендовый комплекс для испытаний на ударные перегрузки**

Горин В.В., Дерябин В.А.

ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский

Комплекс предназначен для испытаний на ударные перегрузки кресел гражданских воздушных судов в соответствии с Авиационными правилами АП-23, АП-25, АП-29, а также других объектов, которые по массе и требуемым перегрузкам близки к креслам гражданских ВС.

Стенд основан на применении силового пневматического привода, включающего цилиндр, поршень со штоком и регуляторы рабочего процесса, обеспечивающие необходимую точность реализации требуемых при испытаниях нормируемых параметров: энергии удара (скорости удара), максимальной перегрузки и времени её достижения.

Стенд включает следующие компоненты:

- силовой пневматический привод (пневмоцилиндр) и пневматическая система;
- механическая система управления работой стенда;
- средства измерения, регистрации и обработки результатов испытаний;
- вычислительная система стенда, основанная на математической модели работы стенда и предназначенная для выбора начального давления в пневмосистеме и параметров системы управления стендом для обеспечения заданных рабочих параметров, контроля готовности стенда к эксперименту и обработки полученных в эксперименте данных.

Математическая модель (ММ) “Pusher”, входящая в состав вычислительной системы, позволяет с необходимой точностью моделировать работу пневмоцилиндра и выбирать его конструктивные параметры, обеспечивающие заданные характеристики рабочего процесса. ММ содержит уравнения для расчёта адиабатического течения воздуха, изменения скорости, температуры и плотности воздушного потока исходя из давлений в сообщающихся полостях, а также изменения параметров движения объекта.

## **Анализ продолжительности выполнения технологических операций при оперативном обслуживании воздушных судов**

Чинючин Ю.М., Додонов К.Н.

МГТУ ГА, г. Москва

Процесс функционирования системы наземного обслуживания воздушных судов имеет стохастический характер, что обусловлено отклонениями времени прибытия, отправления и обслуживания ВС от расчётных значений. Такие отклонения связаны с воздействием случайных факторов, однако их распределения подчиняются некоторым закономерностям, которые необходимо выявить для вычисления параметров процесса подготовки ВС к полёту.

В настоящей работе рассматриваются технологические операции, продолжительность  $t_{ij}$  выполнения которых позволяет рассчитать продолжительность  $T_{\text{под}}$  процесса подготовки ВС к полёту. Также указанные значения используются для определения вероятности  $P(T_{\text{под}})$  своевременного окончания исследуемого процесса. При этом выделяются две группы операций – с переменным ( $\omega$ ,  $R$ ) и постоянным ( $W$ ,  $R$ ) объёмом выполняемых работ.

Продолжительность  $t(\omega)_i$  выполнения  $i$ -ой технологической операции типа ( $\omega$ ,  $R$ ) зависит от установленного объёма работ  $\omega_i$  и производительности труда  $R_i$  исполнителей. Однако получение фактических данных о величине  $R_i$  крайне затруднено; это связано со значительным количеством различных факторов, подлежащих учёту, а также сравнительно небольшими объёмами выполняемых работ. В связи с этим предлагается применение уравнений линейной регрессии вида  $t(\omega)_i = a + b \times \omega_i$ , позволяющих определить среднюю продолжительность  $t(\omega)_i$  выполнения  $i$ -ой операции в зависимости от установленного объёма работ  $\omega_i$ . Достоверность полученных результатов определяется с использованием коэффициента корреляции  $r_{XY}$ , характеризующего силу линейной связи между рассматриваемыми случайными величинами  $X = t(\omega)_i$  и  $Y = \omega_i$ .

Операции типа ( $W$ ,  $R$ ) характеризуются постоянным объёмом выполняемых работ, который определяется технологией обслуживания ВС и не зависит от особенностей авиарейсов. Тогда параметры таких операций – объём работ  $W$  и производительность труда исполнителей  $R$  – являются случайными величинами, что требует проведения статистического анализа продолжительности их выполнения. В первую очередь следует выбрать вид теоретического распределения продолжительности выполнения операций путём анализа соответствующих эмпирических распределений. При этом, как правило, рассматриваются нормальное распределение, альфа-распределение и другие. Однако в настоящей работе предлагается использование

суперпозиции нормального и экспоненциального распределений, допустимость которого подтверждается критерием согласия Пирсона  $\chi^2$ .

### **Технологическое обеспечение формирования пресспакетов тормозных дисков авиационных колес**

Донюков И.А., Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю.

МАИ, г. Москва

В настоящее время в качестве материала тормозных дисков колес самолетов используются композитный материал «углерод-углерод», в котором в качестве наполнителя применяется рубленое или резанное волокно, а в качестве связующего – каменноугольный пек.

Существующие в промышленности установки для формирования пресспакетов из этих материалов основаны на аэродинамическом принципе, при котором волокно форсунками забирается с поверхностного слоя из контейнера с предварительно нарезанным волокном. Этим же потоком расщепленное углеволокно подается в камеру формования и из бункера подается размолотый пек. Осаждаясь, волокно и пек перемешиваются.

Недостатком этих установок является неравномерность подачи углеволокна и пека и, как следствие, неравномерность структуры полученной смеси. Это приводит к большому количеству бракованных заготовок дисков.

Для устранения этих недостатков предлагается изменить систему подачи углеволокна непосредственно из зоны резки и а пек подается шнековым устройством из бункера и процесс смешивания компонентов происходит в специальной трубе-смесителе. Подача волокна и пека и их смешения основаны на применении принципов эжекции потока. При этом за счет разности скорости подачи и давления струй образуется турбулентный поток в верхней части трубы-смесителя, с целью смачивания углеволокна пеком. В нижней части поток смеси приближается к ламинарному, что позволяет получить равномерную структуру подаваемой в прессформу смеси. При этой системе смешивания и подачи смеси установка становится достаточно компактной. Кроме того, при этом решаются вопросы управления процессами, контроля и обслуживания установки при эксплуатации.

Укладка смеси волокна и пека в прессформу производится специальным укладчиком в виде спирали. Конструкция укладчика позволяет равномерно распределить смесь по всему сечению спирали и обеспечить равномерность распределения плотности смеси по высоте пресспакета.

Таким образом, равномерная подача резанного углеволокна и пека в необходимых пропорциях обеспечивает требуемую равномерность смеси, а укладчик – равномерную плотность укладки.

Предложенный технологический процесс и разработанная для его выполнения установка позволяют получить композиционный материал с равномерной структурой армирования, которую не позволяют обеспечить подобные установки в нашей стране и за рубежом.

### **Прошлое и будущее авиамоделизма**

Доронин Р.А.

Клуб авиастроителей, г. Москва

(Школьная секция)

Для большинства увлекающихся авиацией авиамоделизм это любимое дело всей их жизни, которому они готовы посвящать себя без остатка. Именно такие люди затем идут в большую авиацию в качестве первоклассных конструкторов или приходят в летные училища с целью покорения неба.

Целью историко-научно-технического исследования стало изучение истории и перспектив применения авиамоделизма. В работе рассматривается практическую важность создаваемых моделей, которые применяются при фотосъемке, их используют для метеорологических исследований, а также для военных целей.

Анализируя современные разработки в авиамоделизме, было выделено несколько типов: мультикоптеры, полеты по FPV, радиоуправляемые реактивные модели.

В процессе исследования было выяснено, что авиамоделизм с самого момента его рождения и по сей день оказывает неопределимое влияние на большую авиацию. Моделизм сильно влияет на воспитание молодых людей – будущих авиаторов.

В СССР моделизм поддерживался на государственном уровне, однако в настоящее время налицо недооценка его влияния на образование молодежи.

### **Мобильный малогабаритный многоцелевой комплекс воздушной разведки на базе дистанционно-пилотируемого вертолёта «Ворон-300/700»**

Дьяконов Д.А., Завалов О.А., Туркин И.К.

МАИ, г. Москва

Предпосылки проектно – конструкторских работ.

В Московском авиационном институте в КБ «Искатель» кафедры «Авиационные и ракетные системы» ведутся работы по созданию комплексов с дистанционно - пилотируемыми летательными аппаратами

(ДПЛА). Одним из ведущих направлений КБ «Искатель» стала задача создания мобильного малогабаритного многоцелевого комплекса на базе беспилотного малогабаритного вертолётa для широкого круга потребителей. В настоящее время в КБ 602 «Искатель» решена главная задача в создании комплекса – это производство высокотехнологичного, надёжного и недорогого как в приобретении, так и в эксплуатации вертолётного носителя широкого спектра целевой аппаратуры. Дистанционно – пилотируемый вертолёт – многоцелевой носитель с взлётной массой 48 кг изготовлен в 2010г. и успешно прошёл государственные испытания в 2011г. В 2012г. документации на комплекс присвоена литера О1 для серийного производства.

Исходя из требования рациональности и получения гарантированного результата минимального технического риска, разработчиками была выбрана аэродинамическая схема одновинтового вертолётa с рулевым винтом, как наиболее выгодная с точки зрения снижения стоимости конструкции и адаптируемости ДПВ к уже существующей эксплуатационной инфраструктуре в части программного продукта, пилотажных тренажёров, исследований динамики полётa и наличия подготовленных пилотов.

В отличие от всех известных ДПВ на вертолётe для установки дорогостоящего оборудования (автопилот, оптическая система на гироплатформе и др.) в конструкции предусмотрены зоны повышенной безопасности. Это значит, что при грубой или аварийной посадке и даже аварии элементы конструкции защитят дорогостоящее оборудование.

Вибрации от несущего винта на вертолётe практически отсутствуют благодаря оригинальной конструкции и технологии изготовления вала несущего винта.

Установка необслуживаемой зубчато-ремённой передачи позволила снизить в несколько раз динамические нагрузки в конструкции, что увеличило весовую отдачу вертолётa.

Отличительная черта системы управления – отсутствие взаимовлияния по каналам управления несущим винтом и активное резервирование сервоприводов в каналах управления. Выход из строя сервопривода не приводит к аварии.

ДПВ оборудован автоматической интеллектуальной системой управления, позволяющей выполнять автоматический полёт от взлёта до посадки в простых и сложных метеоусловиях.

Проведённые в 2011г. государственные летные испытания вертолётa и комплекса в целом показали полное соответствие принятым проектным положениям и расчётным летно-техническим характеристикам.

## **Построение и исследование в ADAMS динамической модели вертолѐта**

Желонкин А.А., Шалаев Д.И.  
МВЗ им. М.Л. Миля, п. Томилино

Целями данной работы явились:

- построение в ANSYS и MSC.ADAMS динамической модели вертолѐта для моделирования процессов происходящих в конструкции на различных режимах эксплуатации изделия;
- оценка и определение требований к компонентам динамической модели;
- изучение и опробование технологий моделирования и исследования изделий средствами ANSYS и MSC.ADAMS.

Данная работа кратко описывает начальные этапы работ.

На первом этапе была построена неполная динамическая модель вертолѐта, состоящая из фюзеляжа, стабилизатора, шасси, главного и хвостового редукторов и двигателей. Несущий и рулевой винты, механизм трансмиссии и система управления на данном этапе не моделировались, так как предполагалось, что знания, опыт и навыки, полученные при разработке простой модели, позволят создать динамические модели более сложных компонент. Фюзеляж, стабилизатор, редукторы и двигатели с их подвеской, были представлены в MSC.ADAMS виде отдельных модальных компонент рассчитанных методом конечного элемента в ANSYS. Стойки шасси моделировались шарнирно соединѐнными неупругими звеньями с использованием упрощѐнных моделей амортизаторов. Для моделирования колѐс шасси на этом этапе была выбрана модель Фиала. Вся динамическая модель вертолѐта представляет собой большую сборку, основанную на технологии модальных компонент.

Вторым этапом выполнялось моделирование посадки в MSC.ADAMS как переходный процесс. Также оценивались:

- устойчивость решателя MSC.ADAMS;
- правильность, особенности и требования к построению компонент и всей динамической модели изделия;
- правильность и варианты задания граничных условий;
- результаты моделирования посадки.

В результате выполнения работ получены:

- графики внутренних силовых факторов в узлах динамической модели, смоделированы колебания и движение изделия и его взаимодействие с аэродромом для некоторых условий посадки;
- приобретены знания, практический опыт и навыки разработки, как компонент, так и всей динамической модели изделия;

- определены направления совершенствования компонент и динамической модели изделия;
- получено представление о технологиях моделирования в среде ANSYS и MSC.ADAMS.

### **Роль научных достижений Германии во время второй мировой войны в развитии реактивной авиации**

Иванов Р.Д., Семрак А.В.  
СибГАУ, г. Красноярск

Середина XX века связана с переходом от поршневой авиации к реактивной. Резкий скачок наблюдался в послевоенный период. Здесь следует отметить закономерное использование странами-победителями трофейных технологий. Однако, представительства КБ этих стран, в основном, активно отрицали этот факт.

Результаты немецких реактивных разработок можно увидеть в американских и советских ЛА. Например, реактивный самолет Су-9. КБ всячески пыталось уверить, что это их собственная разработка. Однако сам самолет внешне был практически идентичен немецкому истребителю-бомбардировщику Me-262, 4 экземпляра которых были отправлены в Советский союз, как «представляющие особый интерес».

Результаты исследований в области аэродинамики скоростного полета в сочетании с применением новейших реактивных двигателей дали возможность создать принципиально новый тип высокоскоростных самолетов. Яркий пример - самолет братьев Хортен Но-229, или первое в мире летающее крыло. В качестве современного аналога можно привести американский бомбардировщик В-2 или истребитель F-117. Но стоит заметить, что по ТТХ самолет, созданный 50 лет назад не так уж сильно уступал современному, а если смотреть по себестоимости, то Но-229 бесспорно выигрывает у современных аналогов в несколько десятков раз. Также, самолет был проще в пилотировании.

Большой вклад в развитие систем с ЖРД внесли работы немецких ученых над самолетами Ва-349 “Natter” и Me-163 “Comet”. Самолеты способны были развивать скорость до 1000 км/ч и использовались как высотные перехватчики. Из-за несовершенства конструкции и обслуживания проекты не получили развития в странах антигитлеровской коалиции, но в дальнейшем оказали существенную помощь в решении проблем ЖРД.

Идея стреловидного крыла была впервые использована на самолете Та-183. Аэродинамические решения этого самолета можно увидеть в послевоенном МиГ-15. В дальнейшем многие технические решения были признаны как наиболее удачные и использовались при проектировании новых ЛА.



Идея крыла обратной стреловидности впервые в мире была использована в бомбардировщике Ju-287, но в послевоенные годы идея была признана неудачной и была забыта до конца 20-го века, когда начались работы по новому истребителю Су-47.

Подводя итог, можно сказать, что мощному рывку в развитии реактивной авиации способствовали захваченные технологии и разработки Германии. Но, не смотря на это, не стоит недооценивать и собственный вклад ученых и конструкторов.

### **Развитие бизнес авиации в России**

Ивахнов Р.С.

Клуб авиастроителей, г. Москва  
(Школьная секция)

В настоящее время в России 28 тыс. 800 населенных пунктов, куда можно добраться только по воздуху. Рост уровня жизни населения в России сформировал новые потребности в применении воздушных судов, поэтому появляется острая потребность в развитии бизнес авиации.

В историко-техническом исследовании проводится изучение перспектив и проблем развития бизнес авиации в России. Последние годы были отмечены повышением популярности бизнес авиации во всем мире - на сегодняшний день эта отрасль играет важную роль в экономике стран Запада. Бурное развитие рынка бизнес авиации в США и Европе превратило бизнес джеты во второй по значимости, после регулярной авиации, вид воздушного транспорта. Развитие данного рынка в России началось значительно позже и имеет ряд специфических особенностей, в т.ч. ряд факторов, препятствующих его официальному развитию.

Проведенное историческое исследование развития мирового рынка бизнес авиации в целом и истории развития данного рынка в России позволило выделить ряд характерных особенностей и принципиальных различий в функционировании данного рынка в нашей стране, нехарактерных для других развитых стран.

Бизнес авиация важный фактор ускорения развития экономики страны, а тем более России с ее просторами и отсутствием дорог. Это тысячи новых рабочих мест, высокотехнологичное производство и колоссальные поступления в государственный бюджет.

Ситуация сложившаяся на российском рынке бизнес авиации может быть охарактеризована так: с одной стороны, факты неофициального существования рынка частной авиации очевидны, значимость и необходимость существования данного рынка как для отдельно взятых компаний, так и экономики страны в целом обоснована.

С другой стороны, причины сохранения "запретных" по своему уровню таможенных пошлин и налоговых сборов не выяснены, а отсутствие соответствующего законодательства и современной системы согласования полетов необъяснимы. По непонятным причинам государство практически не инвестирует в развитие инфраструктуры рынка бизнес авиации и, прежде всего, в развитие сети региональных аэропортов.

В работе выявлены факторы спроса на услуги бизнес авиации, указаны проблемы развития бизнес авиации в России.

### **Математическое моделирование нестационарных аэродинамических характеристик самолётов на больших углах атаки с использованием нейронных сетей**

Игнатъев Д.И., Храбров А.Н.

ЦАГИ, г. Жуковский

Существенное расширение диапазона реализуемых в полете углов атаки современных самолетов приводит к необходимости более точного моделирования их нестационарных аэродинамических характеристик в условиях возможного срыва потока. В последнее время в свете ряда авиационных катастроф усилилось внимание, направленное на исследование динамики самолета в критических режимах, включая сваливание и штопор. Для решения этих задач крайне необходимы математические модели, описывающие нестационарную аэродинамику самолетов на больших углах атаки.

При исследованиях динамики полета самолётов на малых углах атаки аэродинамические коэффициенты представляются с использованием аэродинамических производных. Однако данный подход не может применяться для описания аэродинамики на больших углах атаки из-за существенных динамических эффектов, вызванных запаздыванием установления картины обтекания. На этих режимах аэродинамические производные, как показывает эксперимент, зависят от частоты и амплитуды колебаний.

В работе рассмотрен подход к моделированию нелинейных эффектов нестационарных аэродинамических характеристик с помощью искусственных нейронных сетей NNARX (nonlinear autoregressive network with exogenous inputs) на примере треугольного крыла и модели проектируемого пассажирского самолёта. Показано, что нейронная сеть позволяет хорошо моделировать гистерезисы момента тангажа, полученные при вынужденных колебаниях по тангажу с большой амплитудой, а также зависимости аэродинамических производных от частоты колебаний.

Для повышения точности разрабатываемых математических моделей был предложен метод обучения нейронных сетей, основанный на байесовской регуляризации, который учитывает, что математическая модель строится по результатам нескольких типов экспериментов, имеющих различную точность определения измеряемых величин. Предложенный в работе метод обучения нейронных сетей позволил уменьшить ошибку моделирования исходных данных почти на 50%.

Предложенный в работе подход к моделированию нестационарных аэродинамических характеристик с использованием нейронных сетей позволяет добиться хорошей точности моделирования в сравнении с существующими методами.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы (контракт № 8377) и Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 12-08-00679).

### **Когда полетит автомобиль?**

Карпухин С.В.

Клуб авиастроителей, г. Москва

(Школьная секция)

«Почему люди не летают?» - этот вопрос давно мучает человечество.

О летающих автомобилях говорили и говорят уже несколько десятков лет. Несмотря на неудачи, конструкторы не перестают работать над созданием транспортных средств, которые в один день, наконец, избавят автомобилистов от пробок.

Целью историко-исследовательской работы стало изучение истории летающих автомобилей, а так же рассмотрение проектов современных летающих автомобилей. Люди начали интересоваться летающими автомобилями почти 90 лет назад.

В работе анализируется несколько моделей аэромобилей: Curtiss Autoplane, Airphibian, «Аэрокар», PAL-V, Terrafugia Transition, «Ларк-4». По каждому летательному аппарату приводится краткая историческая справка, отмечаются конструктивные особенности, приводятся технические характеристики. Подробно представлены достоинства и недостатки летающих автомобилей. Отмечается, что главное преимущество в том, что в считанные минуты человек может превратить автомобиль в настоящий самолет. Владелец может не простаивать часами в пробках, а «обойти» их по воздуху. В качестве недостатков - конструктивная сложность, высокая стоимость, относительно низкий уровень технических характеристик для располагаемой мощности, большой вес аппарата, регламентация дорожного движения.

В результате исследования был сделан вывод, о том, что при всех преимуществах существует множество серьезных вопросов, касающихся: подготовки водителей; технических сложностей; разрешения на полет; наличия полетных карт с подробным рельефом местности; организация ремонта и обслуживания; а также высокая стоимость аэромобилей и т.д. Разрешая все эти многочисленные вопросы в ближайшем будущем, аэромобиль непременно станет обычным транспортным средством.

### **Оценка возможностей комплекса на базе 3-х степенной центрифуги в целях исследований пилотирования ЛА на критических режимах**

Королёв А.А.

ЛИИ им М.М. Громова, г. Жуковский

Включение в состав современных 3-х степенных центрифуг пилотажных комплексов, обеспечивающих интерактивный режим управления, придает центрифугам уникальные качества в ряду других тренажерных средств. При этом расширяются возможности применения центрифуг для решения исследовательских задач в области эргономики, систем жизнеобеспечения, динамики полета и систем управления маневренных летательных аппаратов. Значительный интерес представляет использование комплекса на базе центрифуги для исследований пилотирования ЛА на критических режимах полета, таких как: сваливания самолета с переходом в штопор, потеря пространственной ориентации летчиком, выполнение некоторых фигур высшего пилотажа («Кобра Пугачева», «Колокол»). Здесь вместе с тренировочными задачами могут решаться проблемы построения систем управления, средств информационного обеспечения летчика и др.

В то же время, центрифуги имеют ряд ограничений при моделировании таких режимов полета, особенно в случае знакопеременных и малых значений перегрузок. Поэтому возникает необходимость проведения исследований для определения областей применения центрифуг в целях решения приведенных задач, разработки методического и аппаратного обеспечения исследований, а также выработки рекомендаций для внедрения результатов в практику подготовки летного состава.

В настоящем докладе приводится анализ характеристик комплекса на базе центрифуги, а также основные направления решения проблем, расширения областей применения центрифуги для исследований и тренировок летного состава.

## **Освоение новых возможностей встроенного в ANSYS v.14 оптимизатора DesignXplorer на примерах реальных инженерных задач**

Крундаева А.Н., Диденко Р.А.  
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В процессе инженерного проектирования очень важно определить влияние вводимых переменных на значения выходных параметров. Это довольно длительный процесс. Проведение экспериментов для решения подобного рода задач довольно дорого и трудоемко, поиск решения методом проб и ошибок по созданным моделям невыгоден с точки зрения вычислительного времени.

Ускорить получение решения можно, используя оптимизаторы, в которых установка вводимых параметров в заданном пределе позволяет наглядно увидеть изменения выходных параметров.

Проектное исследование средствами DesignXplorer (DX) описывает отношение между входными и выходными данными, посредством процедуры моделирования расчетного эксперимента - Design of Experiments (DOE) с использованием поверхностей отклика. DOE и поверхности отклика обеспечивают всю необходимую информацию для Моделирования Управления Разработкой Проекта (Simulation Driven Product Development). Как только проанализирован весь диапазон входных параметров проекта и его влияние на выходные параметры, то можно легко понять и идентифицировать изменения, которые необходимо произвести, чтобы удовлетворить требованиям проекта. Поверхности отклика позволяют представить зависимость входных и выходных параметров в виде: кривых, поверхностей, диаграмм чувствительности и т.п. Полученные зависимости могут быть использованы в любое время в течение разработки проекта, не требуя дополнительного моделирования и проверки новых конфигураций.

В рамках проведенной работы, посредством DX были оптимизированы инженерные задачи: использование возможностей DOE для проектирования кронштейна; исследование влияния изменения геометрических размеров ребра жесткости на значения выводимых параметров и массу детали; определение соотношения между прочностью детали и ее массой; получение коэффициента запаса равного 6 для детали машины; анализ параметров потока при изменении профиля пера лопатки.

## **Программный комплекс моделирования работы системы управления углом тангажа упругого ЛА на безатмосферном участке траектории полёта**

Крупкин С.А., Дьяченко В.М.  
МАИ, г. Москва

Управление летательным аппаратом (ЛА), в условиях безатмосферного полёта, не может осуществляться за счёт сил аэродинамики. В большей мере это связано с уменьшением динамического давления воздуха, а также пренебрежительно малой аэродинамической силой по сравнению с силой тяжести. Для решения задачи управления используются исполнительные элементы, применимые к данным условиям полёта, например, газоструйные рули. Такое управление на безатмосферном участке траектории полёта может понадобиться для решения задач, таких как слежение за целью в процессе полёта ракеты, спуск космических кораблей, стабилизация угла тангажа, астрофотосъемка и др.

В докладе рассматриваются результаты совместной работы кафедры 303 МАИ и ОАО «ЦНИИАГ» по созданию программного комплекса позволяющего проводить моделирование работы системы управления углом тангажа ЛА на безатмосферном участке траектории с учётом влияния изгибных колебаний корпуса ЛА. Целью управления является обеспечение достаточно малого рассогласования между программным (желаемым) значением угла тангажа и его текущим значением. Рассогласование по углу тангажа ограничивается и суммируется с сигналом угловой скорости с коэффициентом равным времени прогноза углового рассогласования. Если прогнозируемое значение рассогласования превышает допустимое значение, то включается исполнительный элемент импульсного типа (струйный руль), который создаёт силу, приложенную к хвосту ЛА, перпендикулярную строительной оси и способствующую уменьшению модуля рассогласования.

Программный комплекс написан средствами визуального программирования пакета Simulink среды MatLab и может быть применен при решении вопросов проектирования систем управления ЛА и моделирования движения динамических объектов.

С помощью модели проанализировано влияние параметров системы управления на качество её работы и характеристики изгибных колебаний. В результате проведённого анализа был выбран оптимальный диапазон допустимых значений параметров системы управления, позволивший уменьшить как расход рабочего тела (газа), так и время выхода в режим стабилизации.

## **Применение сквозных технологий при разработке и изготовлении установки формирования пресспакетов тормозных дисков авиационных колес**

Донюков И.А., Лавринов Г.А., Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю.  
МАИ, г. Москва

Возрастающие требования по энергонагруженности тормозных устройств авиационных колес постоянно стимулируют исследования по созданию новых типов фрикционных материалов с более высокими эксплуатационными характеристиками. Одним из путей решения этих вопросов является использование композиционных материалов (КМ) с углеродной (углерод-углеродные КМ - УУКМ).

Наиболее общая схема технологического процесса производства изделий из волокнисто-армированных композитов с углеродной матрицей, в том числе и фрикционного назначения, включает операции:

- 1 - получение волокнистого каркаса (преформы) с хаотичным или ориентированным расположением волокон;
- 2 - насыщение (уплотнение) волокнистого каркаса матричным материалом;
- 3 - механическая обработка полученной заготовки.

В настоящее время одной из основных производственных площадок для производства тормозных дисков является ЗАО «НПО Авиауглерод» (г. Новочеркасск). Производство дисков осуществляется на установках УАФП-2 и УАФП-3 производства Савеловского машиностроительного завода. Опыт эксплуатации установок выявил целый ряд недостатков, среди которых наиболее серьезными являются следующие:

- неоднородность волокнистой структуры пресспакета как следствие переменного уровня осаждения волокна в камере.
- недостаточный уровень механизации и автоматизации – наличие ручных трудоемких операций.
- недостаточная производительность установки.
- длительность и трудоемкость перенастройки установки с одного типоразмера пресспакета на другой.

С целью устранения отмеченных недостатков в Московском авиационном институте совместно с ОАО «Рубин» проведен ряд исследований по совершенствованию существующих установок, в результате которых было принято решение по коренному изменению методов и способов подготовки компонентов композита, подачи компонентов прессформу и системы управления процессами.

С этой целью, с применением современных методов трехмерного проектирования, была разработана конструкция установки и на основании разработанной конструкции она была реализована на современном оборудовании и в настоящее время проходит стадию

монтажа на ОАО «Рубин» с целью проведения пусконаладочных работ и запуска в производство.

### **Влияние работы винтов на аэродинамические характеристики дирижабля вдали от экрана**

Ле Куок Динь, Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В.

МАИ, г. Москва

Проведено численное исследование аэродинамических характеристик дирижабля с работающими винтами с двумя, тремя и четырьмя лопастями в присутствии корпуса дирижабля классической схемы. Исследования проведены вдали от экрана при углах атаки дирижабля  $\alpha = -50^\circ \dots 50^\circ$ , углах скольжения  $\beta = 0 \dots 50^\circ$  и скорости невозмущенного потока  $V_\infty = 20$  м/с. Местное число Маха  $Mo$  винтов изменялись в пределах  $Mo = 0.11 \dots 0.69$ .

Дирижабль был сконструирован по классической схеме, имел оболочку (корпус дирижабля), определяемую обводом Парсевалья, с удлинением  $\lambda = 4$ , гондолу, трапециевидные консоли оперения с профилем НАСА 0006 и два винта, расположенные симметрично относительно базовой плоскости дирижабля. Плоскость вращения винтов была перпендикулярна продольной оси оболочки. Размеры и расположение винтов характеризовались параметрами:  $\overline{d}_B = d_B/D = 0,153$ ,  $\overline{b}_B = b_B/D = 0,505$ ;  $\overline{l}_B = l_B/D = 1,62$ ;  $\overline{h}_B = h_B/D = 1,359$ , где  $d_B$  - диаметр винта;  $b_B$  - поперечное расстояние между осями винтов,  $l_B$  - расстояние осей от носка оболочки,  $h_B$  - расстояние от их центров до продольной оси оболочки;  $D$  - диаметр миделевого сечения оболочки. Консоли оперения дирижабля были ориентированы относительно его базовой плоскости по схеме «х». Рули отклонены не были.

Численное решение задачи осуществлялось с помощью замкнутых моделью турбулентности «SST  $k-\omega$ » осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и метода контрольных объемов. Для расчетов использовался комплекс вычислительных программ, содержащий адаптированные авторами к поставленной задаче программы комплекса ANSYS12.0, а также специальные программы авторов для проведения, обработки и обобщения результатов численных расчетов.

В результате расчетов были получены параметры потока в расчетных точках вблизи винтов и дирижабля, выявлены особенности обтекания винтов и дирижабля, а также распространения струй от винтов в присутствии корпуса дирижабля. Установлены закономерности изменения коэффициента тяги винтов и аэродинамических коэффициентов корпуса дирижабля в зависимости от определяющих параметров.



## **Эргономическая адаптивность и задачи улучшения защиты от ударных перегрузок**

Липов Б.П.

«КРБ»-Адаптивные Системы, г. Москва

Защита от ударных перегрузок в авиации и на транспорте представляет собой актуальную задачу. В работе рассматриваются ударные перегрузки, возникающие в чрезвычайных ситуациях при катапультировании и при аварийной посадке. Высокий травматизм среди летного состава, являющийся следствием ударных перегрузок, требует дальнейшего улучшения защитных систем.

В настоящее время применяются отдельные виды систем защиты от ударных перегрузок, снижающие уровень воздействия перегрузок на пилотов за счет частичного поглощения энергии удара. Другие виды защитных систем улучшают переносимость перегрузок благодаря рациональной эргономической форме опорных поверхностей. Прочие виды защитных устройств только фиксируют тело пилота (привязные системы), а защита головы пилота от ударных перегрузок в настоящее время не нашла в авиации практического решения.

Учет антропометрии конкретного пилота в системах защиты позволяет улучшить эргономичность рабочего места и переносимость ударных перегрузок. Эргономическая индивидуализация опорных поверхностей авиационных кресел для широкого спектра пользователей может быть обеспечена применением адаптивных ложементов. В работе описаны общие принципы работы адаптивных ложементов, которые защищены патентами.

Эргономическая индивидуализация на базе адаптивных ложементов позволяет улучшить переносимость ударных перегрузок благодаря формированию и поддержанию оптимальной силовой формы позвоночника и равномерному распределению усилий по площади контакта. На основе этих принципов рассматриваются активные системы защиты от ударных перегрузок на базе адаптивно-индивидуальных панелей. Такие системы формируют рациональное положение тела и надежно сохраняют эту позу в момент удара, обеспечивают рациональное приложение и дозированную передачу ударных сил на скелетно-мышечную систему пилота.

## **Разработка конструкции установки для резки дозированного углеволокна**

Донюков И.А., Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю., Миханичев Р.Д.  
МАИ, г. Москва

Одной из серьезных проблем при создании установки формирования пресспакетов тормозных дисков авиационных колес является организация дозированной резки углеволокна различных марок на определенных размеры и подача разрезанного волокна в зону его смешения с угольным пеком.

Современная Российская и зарубежная промышленность предлагает целый ряд установок и приспособлений для решения этих вопросов. В тоже время необходимо отметить, что они ориентированы в первую очередь на резку стекловолкна, а исследования по возможности их применения к резке углеволокон не проводились. Кроме того эти установки достаточно громоздки и не обеспечивают возможности регулирования на требуемую производительность. Также на этих установках не представляется возможным изменение длин отрезанных волокон. Немало важным фактором является их высокая стоимость.

В Московском авиационном институте, совместно с ОАО «Рубин» разработана и экспериментально проверена новая установка по резке углеволокна. Эта установка в первую очередь предназначена для резки углеродных волокон и подачи их в камеру смешения с угольным пеком при создании тормозных дисков авиационных колес на разработанной установке УГДФ-Э.

Особенностью разработанной установки является следующее:

- компактность;
- простота управления;
- возможность регулировки скорости подачи углеволокна и длин отрезанных волокон;
- возможность быстрой замены ножей, используемых для резки в процессе эксплуатации;
- отсутствие вредных примесей в воздухе при резке углеволокна
- достаточно низкая стоимость изготовления в производстве и невысокая стоимость комплектующих.

В настоящее время новая резка изготовлена, проверена и находится в стадии монтажа на установке УГДФ-Э на территории ОАО «Рубин» с целью организации ее работы совместно с установкой подачи пека в камеру смешения и укладки смеси пека и углеволокна в прессформы дисков для создания пресспакетов.

Опытное использование разработанной и изготовленной установки для резки волокна может быть основой для решения вопросов резки волокна, стоящих перед нашей промышленностью при создании новых

конструкций, работающих в условия высоких температур и высоких нагрузок.

### **Инженерно-психологическая оценка проблем «человеческого фактора» в «Стекло́нной ка́бине»**

Меликова М.Б.

ЛИИ им. Громова, г. Жуковский

Единая Национальная система управления безопасностью полетов должна быть развернута до принятия на вооружение перспективной дорогостоящей АТ, поэтому в формировании ее концепции важное место занимает прогноз проблем «человеческого фактора». Традиционными факторами снижения безопасности полетов самолетов 1-3 поколения выступали неблагоприятные психофизиологические состояния экипажа и качество профессиональной подготовки. С внедрением на борт ВС высокоавтоматизированных кабин обозначился новый тип проблем: 40-60% АП в гражданской авиации составляют инженерно-психологические проблемы взаимодействия «летчик-самолет» (К.Аbbott,1996,2010). Четвертое поколение самолетов оснащено «Стекло́нными ка́бинами», в которых процессы управления автоматизированы на уровне сбора и обработки информации, а также исполнения решений. Тридцатилетний опыт их эксплуатации за рубежом (1982-2012) позволяет выявить существование категории «ошибок, не поддающихся устранению методами подготовки» (training-resistant error), за которыми стоит человеко-машинная несовместимость - принципиальная несогласованность работы человека и автоматизированных систем. Наиболее характерными являются проблемы «столкновение с поверхностью при исправном, управляемом самолете» (CFIT) и «потеря пространственной ориентировки» (SD). Проблема «потери управления» (LoC) перестает целиком зависеть от подготовленности пилота или механической неисправности в СУ; определенную роль в ошибках данной категории играет «неудачная автоматизация»- неожиданное поведение автоматики» (automatic surprise), «неопознанный режим» (mode confusion), противодействие автоматики решениям пилотов. Представляют интерес факты «несанкционированного использования функций автопилота» для сглаживания несовместимости естественной логики работы экипажа с логикой автоматики. Есть основания утверждать, что замена модели летной деятельности с пилотирования самолетом на управление автопилотом является инженерно-психологической предпосылкой снижения адаптивных возможностей летчика. Проблемы взаимодействия «лётчик-СОИ» в «Стекло́нных ка́бинах» связаны с принципами предоставления лётчику интегрированной информации.

Прежде всего, отсутствие «сырых» (необработанных) данных приводит к невозможности проверить достоверность информационного обеспечения. Наблюдается также торможение аналитической активности пилотов при использовании интегрированных данных, в том числе подсказок.

В докладе рассмотрены конкретные нарушения взаимодействия «летчик-самолет» на зарубежных ВС.

### **Перспективность использования в авиации газоконденсатного топлива как альтернативы нефтяному**

Мехтиев Д.С.

НАА, г. Баку, Азербайджан

Рассмотрены вопросы, связанные с альтернативным использованием газоконденсатного авиационного топлива взамен нефтяного керосина.

Газоконденсатное топливо, к примеру, нафтенового основания, будучи весьма благородным по своему химическому составу и содержанию сернистых соединений в следовых количествах в процессе его сгорания в воздушно – реактивных двигателях является экологически более предпочтительным, чем нефтяное.

Невысокое содержание ароматических углеводородов благотворно сказывается на моторно–технических показателях газоконденсатного топлива. Оно характеризуется также и значительно меньшим отрицательным воздействием продуктов сгорания на окружающую среду.

Основные характеристики и моторные свойства газоконденсатных топлив Азербайджана, Саха-Якутии и некоторых других месторождений являются вполне удовлетворительными, нагарообразующая же способность их минимальна.

Нефтяной керосин, получаемый путём прямой перегонки различных видов нефтей, по сравнению с газоконденсатными, неоднороден по составу, содержит больше ароматических и сернистых соединений, что, в конечном итоге, ухудшает его моторные свойства и повышает степень отрицательного воздействия на природную среду.

Различные виды топлив, получаемые на основе газоконденсатного сырья нафтенового основания показали себя с лучшей стороны при их практическом использовании в различных отраслях народного хозяйства. Это и бензины, дизельное топлива широкофракционного состава и др.

Применение соответствующих газоконденсатных фракций в качестве добавок к нефтяным топливам может позволить улучшить их качество, значительно расширить потенциальные ресурсы и облегчить достижение соответствия требованиям ГОСТов к ним.

Качественные показатели газоконденсатного авиационного топлива можно регулировать подбором их фракционного состава.

**Концепция комплексного проблемно - ориентированного проекта  
«Создание семейств воздушных судов вертолетного и самолетного  
типов для региональных перевозок на базе унифицированного  
транспортного модуля»**

Мидзяновский С.П.

МВЗ им. М.Л. Миля, п. Томилино

Цель данной работы заключается в разработке и обосновании подхода к созданию новых воздушных судов для региональных перевозок в связи с обсуждаемым в авиационном сообществе поручением главы правительства России о подготовке предложений по разработке нового самолета для местных воздушных линий.

Ведущая идея предлагаемой концепции заключается в осуществлении в одном проекте разработки семейств перспективных высокоскоростных винтокрылов и самолетов для региональных перевозок (в сегменте малой пассажировместимости) на базе унифицированного транспортного модуля, включающего составные части, инвариантные по отношению к типу воздушного судна и позволяющие выделить в отдельный блок все компетенции и технологии, необходимые для их проектирования, производства, комплексирования, испытаний и сертификации.

Замысел совместить разработку воздушных судов вертолетного и самолетного типов в одном проекте возник в процессе выполнения в Инновационном инженерном центре работ по формированию опережающего НТЗ в рамках НИР «Перспективный многоцелевой винтокрыл Ми-ХЗ». Расчетные значения скорости полета Ми-ХЗ близки к самолетным, фюзеляж имеет самолетную конфигурацию, и для обеспечения скоростного полета Ми-ХЗ снабжен дополнительным пропульсивным двигателем.

Выполненный к настоящему времени предварительный проектно-конструкторский анализ показал, что при использовании современных материалов, методов проектирования и новых компоновочных решений, примененных в Ми-ХЗ, возможно выделить большую часть конструкции в модуль, унифицированный для самолетной и вертолетной версий.

Внутрироссийский рынок региональных перевозок в настоящее время недостаточен для того, чтобы окупить разработку новых самолетов и вертолетов. Российские вертолеты конкурентоспособны и поставляются на быстро растущие рынки Китая, Индии, Латинской Америки и Африки. Значительная часть этих вертолетов производится на

авиационном заводе, располагающим технологиями и компетенциями, необходимыми для параллельного производства вертолетов и самолетов.

Потребность в небольших самолетах, допускающих внеаэродромное базирование, на внешних рынках значительно превосходит сегодняшние внутрироссийские потребности и, в случае реализации предлагаемой концепции, российские вертолеты могли бы сыграть роль локомотива для продвижения на внешние рынки самолетов российской разработки и значительно снизить риски разработки новых воздушных судов для МВЛ.

### **Особенности управления процессом формирования пресспакетов из углеродных материалов**

Донюков И.А., Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю., Триацкий Н.Н.  
МАИ, г. Москва

В станкостроении России в качестве приводов вращения для станков и технологических установок, как правило, используются трехфазные электромоторы с частотным преобразователем. Как показала практика на ОАО «Авиауглерод», данные приводы часто выходят из строя. Связано в первую очередь это с тем, что углеволокно обладает хорошей электропроводимостью. В связи с тем, что в установке невозможно обеспечить полную герметичность, частицы углеволокна при попадании в обмотку двигателя или в систему управления установкой часто приводят к короткому замыканию, как электродвигателей, так и силовой системы управления установки.

В Московском авиационном институте, совместно с ОАО «Рубин» разработана и экспериментально проверена установка УГДФ-Э для создания тормозных дисков авиационных колес. В установке, за исключением привода поворотного стола, используются пневмоприводы. В качестве привода поворотного стола пришлось использовать электродвигатель в связи с тем, что срок поставки пневмопривода не укладывался в сроки, установленные на выполнение НИР.

Состав системы управления установкой:

- управление подачей сжатого воздуха для подачи углеволокна;
- управление подачей сжатого воздуха для подачи пека;
- управление прижимным пневмоцилиндром;
- управление пневмоцилиндрами укладчика;
- управление пневмомоторами машины резки волокна;
- управление пневмомоторами ножевой мельницы;
- управление электромотором поворотного стола.

Система управления – ручная. Связано это с тем, что установка УГДФ-Э в первую очередь предназначена для отработки технологических процессов. После получения результатов данная система управления может быть переработана для работы, как в автоматическом, так и в ручном режимах.

В настоящее время система управления изготовлена, проверена и находится в стадии монтажа и отладки установки УГДФ-Э на территории ОАО «Рубин».

Использование разработанной и изготовленной пневмосистемы для управления установками, работающими с углеволокном и другими токопроводящими материалами, показывает большую эффективность и надежность и может быть рекомендовано в качестве системы управления подобными установками.

### **Структура блоков питания с разгрузкой по давлению и расходу**

Мищенко В.Ю.

МАИ, г. Москва

Известны различные конструктивные схемы адаптивных приводов (объемный привод, привод с релейным включением системы адаптации, привод с плавным включением системы адаптации). Автором проанализированы особенности структурного построения адаптивных приводов, функционально необходимые элементы системы адаптации. Рассмотрены вопросы структурного построения адаптивного гидрокомплекса в целом.

В качестве примера может быть представлена схема блока питания, в котором разгрузка насоса может производиться как вручную при включении выключателя, так и автоматически, за счет срабатывания реле давления. Отбора мощности от неразгружаемого насоса для системы переключения не требуется, поэтому данная схема регулирования энергетически является более предпочтительной. При этом жидкость через электрогидравлический кран из полости нагнетания разгружаемого насоса, минуя золотник регулятора, поступит непосредственно в цилиндр регулятора подачи и будет удерживать наклонную шайбу на «нулевом угле». Давление в механизме подачи за счет утечек снизится.

Насос будет работать с давлением в линии нагнетания, необходимым для удержания наклонной шайбы на малом угле, достаточном для компенсации утечек автоматически.

В связи с тем, что давление, которое необходимо создать в цилиндре регулятора для удержания наклонной шайбы на «нулевом угле», составляет 12...25% от максимального, все потери, зависящие от давления, соответственно снизятся (8) (45).

В механизме подачи энергия будет тратиться на перемешивание масла в корпусе насоса и на потери холостого хода на малом угле подачи.

Если в блоке питания установлен один большой насос с электрокраном, отключающим золотник регулятора, то при срабатывании электрокрана от электровыключателя насос переходит на режим работы с регулятором прямого действия на пониженное давление, т.е. изменяется структура системы управления. В этом случае усилие затяжки пружины силового цилиндра регулятора должно выбираться таким, чтобы пониженное давление обеспечивало нормальную работу гидросистемы.

Переход с номинального давления на пониженное происходит при подаче насоса, близкой к нулевой и при углах наклона шайбы  $1,5^{\circ} \dots 2^{\circ}$ . Некоторый угол наклона шайбы необходим для компенсации объемных потерь в насосе, которые, обычно, для аксиально-поршневых насосов не превосходят 10% от максимальной подачи. После срабатывания переключающих устройств углы наклона шайбы уменьшаются в 4...5 раз, поскольку в 4...5 раз уменьшается давление в полости нагнетания разгружаемого насоса, что приводит к забросу давления в линии нагнетания разгружаемого насоса существенно выше давления разгрузки.

Переход с давления разгрузки на номинальное или форсированное давление происходит при максимальной подаче неразгружаемого насоса с увеличением угла наклона шайбы в 4...5 раз и сопровождается некоторым забросом давления в линии нагнетания.

## **Разработка программного обеспечения для гидравлических стендов на основе технологии LabView**

Алексеевков А.С., Молодяков Д.С.

МАИ, г. Москва

В рамках сотрудничества между филиалом корпорации National Instruments и Московским авиационным институтом была проведена работа по модернизация лабораторного гидравлического стенда.

Система управления гидростенда построена на базе высокопроизводительной модульной платформы NI PXIe, и представляет собой полностью автоматизированный комплекс, позволяющий исследовать динамические свойства привода, оценивать экспериментальные данные с требуемой точностью и в необходимых диапазонах изменять ключевых параметры управления в режиме реального времени. Программная часть комплекса, разработанная на основе технологии LabView, дает возможность строить и изучать различные варианты систем автоматического управления, включающие в себя системы с самонастройкой и системы, инвариантные к внешним и внутренним возмущениям.



В результате работы был создан программно-аппаратный комплекс, способный осуществлять управление гидравлическим приводом, как в ручном, так и в автоматическом режиме, а так же получены следующие результаты:

разработанный комплекс позволяет подавать на вход привода различные типы управляющих сигналов с возможностью ручной регулировки параметров этих сигналов, а так же регистрировать сигналы с датчиков обратных связей;

программная среда, обеспечивает расчет и визуализацию статических и динамических характеристик привода;

появилась возможность сравнивать характеристики привода с его математической моделью, а так же имитировать типовые отказы;

проведены экспериментальные исследования;

создан научный задел для дальнейших исследований систем управления рулевыми электрогидравлическими приводами;

гидравлический стенд включен в учебную программу студентов в качестве лабораторной работы.

Стоит отметить, что одной из перспективных задач данной работы является создание универсальной программной оболочки, позволяющей управлять различными типами гидравлических приводов.

В настоящее время ведутся работы по адаптации разработанного комплекса под двухрежимный электрогидравлический рулевой привод, предназначенный для управления рулевыми поверхностями пассажирского самолета «с большим уровнем электрификации».

### **Оценка долговечности дисков из титановых сплавов с неоднородной структурой**

Никитин А.Д.<sup>1</sup>, Никитин И.С.<sup>1</sup>, Польшкин И.С.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МАТИ им. К.Э. Циолковского, <sup>2</sup>ВИЛС, г. Москва

В данной работе с помощью решения модельной задачи теории упругости показана возможность повышения усталостной долговечности дисков компрессора газотурбинного двигателя, используя программируемое распределение структуры материала в объеме детали.

На основе полученного решения были рассчитаны напряжения, возникающие в диске под действием центробежных нагрузок. В расчетную модель также были включены дополнительные, переменные и периодические по углу радиальные напряжения на внешнем контуре диска. Эти напряжения моделируют центробежную нагрузку от лопаток в полетных циклах нагружения и согласованы с ней по амплитуде (режим малоциклового усталости).

Для расчетов был выбран кольцевой диск из титанового сплава с внешним диаметром 400 мм и внутренним 5 мм, скорость вращения диска 6000-7500об/мин. Было показано, что напряжения при вращении диска резко возрастают от 250 - 300 МПа до 600 - 800 МПа только на периферии диска на расстоянии 10 – 20 мм от края.

На основе критерия многоосного усталостного разрушения Сайнса по напряженному состоянию были получены оценки долговечности (количества циклов до разрушения) в каждой точке диска. Для полученного распределения напряжений по радиусу диска в окрестности обода долговечность снижается с  $N = 10^8$  циклов до  $N = 10^4$  циклов, что является недопустимым для безопасной работы такой детали. Было рассчитано необходимое значение уровня предела усталости на периферии диска на расстоянии 10 – 20 мм от края, с целью сохранения долговечности на уровне  $N = 10^8$  циклов.

Для обеспечения долговечности всего образца на уровне  $N = 10^8$  циклов необходимо создать в ободной части диска «Тейлор» структуру титанового сплава, позволяющую получать предел усталости 700 МПа.

Результатом выполненной работы является построенная компьютерная модель, которая позволяет рассчитывать необходимый уровень предела усталости образцов и соответствующую ему «Тейлор» структуру. Для рассмотренного примера требуемому уровню долговечности соответствует структура, глобулярно пластинчатая в центре и мелкодисперсная на ободу диска.

### **Анализ нелинейных уравнений «полужесткой» математической модели несущего винта вертолета при установочном и маховом движении и качании лопасти**

Николаев Е.И., Антошкина Е.Н.  
КВЗ, КНИТУ-КАИ, г. Казань

Вывод уравнений движения лопастей несущего винта вертолета для решения задач аэроупругости лопастей на упругой втулке позволяет описать, поведение лопасти в условиях сложного аэродинамического нагружения. Полученные при этом основные соотношения справедливы для построения нелинейной теории колебаний «полужесткой» лопасти. При сохранении нелинейных членов уравнения движения становятся громоздкими, поэтому актуален анализ величин членов полученного нелинейного уравнения в зависимости от параметров полета.

Вывод нелинейных уравнений колебаний лопасти в поле центробежных инерционных и аэродинамических сил и моментов выполнен следуя А. Ю. Лиссу. В работе для вычисления аэродинамических нагрузок используется гипотеза плоских сечений. Значения гармоник индуктивной скорости на элементе лопасти

вычисляются с использованием дисковой теории несущего винта Шайдакова зависимости от режима полета, балансирующего положения вертолета и параметров управления, которые являются исходными данными для расчета.

Проведен анализ значений членов нелинейных уравнений в зависимости от режима полета. Выделены члены уравнений, составляющие 10, 1 и 0.1% от максимального значения за оборот.

Для облегчения выкладок и исключения ошибок при выводе уравнений применяется среда символьного вычисления Maple. Полученные выражения элементов матриц формируются в виде программного кода и передаются в среду научного программирования Matlab для численного расчета определенных интегралов и интегрирования системы дифференциальных уравнений по времени. Для численного вычисления определенных интегралов по длине лопасти применяется эффективный метод интегрирующих матриц Вахитова. Для интегрирования по времени системы полученных нелинейных уравнений применяется метод четвертого порядка точности. Используемые методы позволяют получить результат в приемлемом масштабе времени с достаточной точностью.

В зависимости от степени влияния на результаты выбраны значащие члены нелинейных уравнений колебаний лопасти. Полученные уравнения пригодны для решения задач прочности лопастей и устойчивости по флаттеру. Показано, что учет нелинейных членов уравнений колебаний лопасти совместно с учетом влияния индуктивных скоростей позволяет моделировать вибрации несущего винта на малых скоростях полета и прогнозировать величину переменной части шарнирного момента на максимальных скоростях.

### **Разработка методики оценки температурного поля ствола высокотемпного авиационного артиллерийского оружия с внутренним периодическим охлаждением**

Лобачев Н.А., Николаев Н.Г.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание методики оценки температурного поля ствола высокотемпного авиационного артиллерийского оружия с внутренним периодическим охлаждением, которая необходима для наиболее точного определения температурного поля ствола а именно: решения дифференциального уравнения теплопроводности, характеризующего пространственно-временное изменение температуры в любой точке поля с учетом внутреннего периодического охлаждения.

Первым этапом разработки являлся анализ способов повышения живучести артиллерийских стволов. При этом были изучены такие традиционные методы повышения живучести как применение теплостойких и теплопроводящих материалов, рациональный выбор геометрической формы и размеров ведущего пояска снаряда и нарезов ствола уменьшающих силы действующие на поле нареза и определены их зависимости друг от друга. Особое внимание было отведено способу повышения живучести стволов с использованием принудительного жидкостного охлаждения.

Вторым этапом разработки являлась детальное изучение внутреннего периодического охлаждения ствола как наиболее эффективного средства снижения термопластического износа ствола. При этом были определены основные зависимости, определяющие зону термопластического износа ствола:

1. Уравнение температурного поля ствола.
2. Зависимость, определяющая прочность материала в функции температуры ствола
3. Зависимость, определяющая напряжение и деформации в нарезках при врезании медного ведущего пояска в снаряд.

Третий этап включает в себя методику решения задачи по определению температурного поля ствола. В нем представлены:

1. система дифференциальных уравнений теплопроводности
2. начальные и граничные условия для уравнения теплопроводности
3. конечно-разностная схема решения задачи по определению температурного поля ствола с внутренним периодическим охлаждением

Результатом выполненной работы является методика оценки температурного поля ствола высокотемпного авиационного артиллерийского оружия с внутренним периодическим охлаждением.

## **История и перспективы российской авиации в 21 веке**

Нурсултанов Д.Е.

Клуб авиастроителей, г. Москва  
(Школьная секция)

С использованием историко-научного материала показываются возможные перспективы развития российской авиации. Показано, что согласно Госплану, Российские ВВС к 2020 году должны обновиться на 70% поэтому целый ряд новейших технологий должны быть внедрены в ближайшие годы. В настоящее время в России полным ходом испытывается перспективный авиационный комплекс фронтовой авиации, создается перспективный авиационный комплекс дальней авиации, модернизируются и поступают на вооружение новые виды дистанционно пилотируемых летательных аппаратов.

15 октября 2001 года правительством Российской Федерации была подписана, и с 2002 года начала реализовываться Федеральная целевая программа развития гражданской авиации, рассчитанная до 2015 года. Согласно этой программе, в 2015 году Россия должна занять около 5 % рынка гражданских самолётов и вертолётов мира.

Исторический анализ целевых программ развития авиации показывает специфику нынешней программы, которая ориентируется на так называемую «нишевую» авиацию, то есть поддержку нескольких наиболее перспективных проектов.

В 2008 году Россия имела устойчивые позиции в производстве самолётов-амфибий Бе-200, но их производство в силу особенностей спроса является мелкосерийным. В наше время приоритетными считаются проекты SSJ-100, Ту-204СМ, Ан-148 и МС-21.

В военной авиапромышленности большое количество нереализованных перспективных проектов. Из тех, которые реализуются, наиболее интересны проекты ПАК ФА и ПАК ДА. Они являются революционными проектами в авиации, потому что несут в себе большой наукоемкий задел.

В гражданской авиации достаточно много перспективных и конкурентоспособных на мировом рынке, проектов, которые так же могут быть успешно реализованы.

В историческом исследовании приводится несколько аналогий подобных ситуаций в истории мировой авиации, и делаются соответствующие выводы о перспективности развития российской авиации.

### **Сверхзвуковой соосный несущий винт изменяемого диаметра (НВид) для многоразовой первой ступени авиационно-космической системы (АКС)**

Привалов Л.В.  
МАИ, г. Москва

Ракета – единственное средство в мире для выхода человека в космос, но при полезном грузе в 3%, топливо составляет 90% от ее массы. Замена разгонной ступени авиационной ступенью обеспечит при старте снижение расхода топлива, увеличение надежности старта. Самолет-носитель в качестве авиаступени оказался непригодным из-за проблем безопасного разделения ступеней.

Лопасть НВид это крыло с управляемым закрылком, которое связано с втулкой винта гибким наматываемым на барабан профилированным лонжероном. Лопасть вертолета по жесткости сравнима с выдвинутой лентой рулетки, ее работоспособность возможна только при наличии центробежной силы во время вращения. К лопасти НВид можно

подходить с тех же позиций. В 1994 году на кафедре вертолетостроения МАИ впервые в мире были показаны выпуск-уборка подобных лопастей в процессе вращения и наличие на них подъемной силы.

Фирмой Westland в 1974 году проведены исследования сверхзвукового винта при окружной скорости 1.8...2 М. Выводы: масса вертолета может быть увеличена в 3 раза, скорость до 750 км/ч. Нагрузка на лопасть составит 1200 кг/м.<sup>2</sup> Винт не снижает несущей способности по высоте. Возможен только соосный вариант винта. На соосном винте вертолета из-за влияния верхнего винта на нижний теряется около 40% мощности. На соосном НВид ометаемые лопастями поверхности винтов не перекрывают друг друга, благодаря гибким лонжеронам разной длины. Поэтому величина мощности на единицу веса вертолета с соосным сверхзвуковым винтом в 1.68 кВт/кг (по Westland) уменьшится до 1 кВт/кг. Таким образом, при массе АКС равной 100 т, потребуется силовая установка в 100000 кВт. При старте ракеты такой массы мощность ракетных двигателей примерно в 50 раз больше. Турбовальный двигатель имеет 1 отказ на 40000 часов, у самой надежной ракеты Космос-3М на 100 пусков 8 аварийных. Размещение НВид выше центра тяжести АКС обеспечит точность управления системой, увеличение допустимых значений силы ветра при старте по сравнению с ракетой.

Изменение диаметра НВид производится на земле. На малой частоте вращения НВид лопасти выпускаются на полную длину лонжеронов. Затем частота вращения увеличивается вплоть до полного выхода лопастей на сверхзвук. Лонжерон, находящийся в трансзвуковой зоне, благодаря небольшим размерам своего профиля, снизит ее негативное влияние на винт. Преимущество лопасти НВид состоит в возможности свободного выбора ее характеристик, как в дозвуковом, так и сверхзвуковом вариантах. Она не имеет жесткого ограничения по длине. Такая лопасть может иметь тонкий профиль и стреловидную, вероятнее всего треугольную форму в плане. Литература: УДК 629.735.45 108. «О развитии вертолетов» Jones J.P. Helicopters – the changing scene Aeronaut. J., 1975, 79, №772, 147-155. Патенты: 1) «Способ реализации режима сверхзвукового обтекания на лопасти НВид и АКС с таким винтом» №2297949, 2004; 2) «Несущий винт Привалова» №2093418, 1994; 3) «Система управления Привалова общим циклическим шагом лопасти НВ», 1990; 4) «Эластичная лопасть сворачиваемого НВ ЛА ВВП», Привалов Л.В., 1990.

### **Разработка многослойных комбинированных структур для защиты летательных аппаратов от поражения стрелковым оружием**

Ларин А.А., Резниченко В.И.

МАИ, г. Москва

Для повышения выживаемости и ресурса авиационной техники, которая может подвергаться обстрелу боеприпасами калибра 5.45 – 12.7мм, необходима разработка защитных модулей, обеспечивающих требующую осколко- и пулестойкость.

По своему функционалу подобные конструкции делятся на несущие (интегрированные) и навесные (сменные) модули. Оптимизационными параметрами – целевыми функциями – выступают минимум вес конструкции, ремонтпригодность, технологичность, целевой ресурс, стоимость. При выборе соответствующего функционала конструкции определяющими выступают различные оптимизационные параметры.

Разработка многослойных панелей, включающих в своем составе металлы, сплавы, неметаллические материалы, находит свою актуальность для применения результатов работы в составе авиационных комплексов Военно-Воздушных Сил – самолетов, транспортных и ударных вертолетов – а также в современной боевой технике Сухопутных Вооруженных Сил.

Для создания оптимальных конструкций с заданным весовым лимитом и параметрами технологичности возможно применение программных комплексов, имитирующих динамическое воздействие на объект поражения. В то же время для металлов, керамических материалов, сухих и пропитанных тканей и композитов предлагается разработанная методика оценки воздействия кинетическими поражающими элементами на многослойные конструкции из различных материалов.

Применение многослойных бронепакетов позволяет создавать конструкции, по своим защитным свойствам эквивалентные гомогенным и гетерогенным металлическим и керамическим броням, получая выигрыш в весовой компоненте, что особенно актуально для летательных аппаратов.

Заложенные в критериях энергопоглощения бронепреградами зависимости позволяют разрабатывать панели под требуемые заказчиком геометрические, весовые и иные параметры. Методика позволяет реализовать с небольшим запасом по бронестойкости решение задачи воздействия пуль стрелкового вооружения различного калибра.

### **Развитие расчетно-аналитических методов поддержки решений при проектировании технологических процессов ремонта авиационной техники**

Саввина А.М., Макин Ю.Н.  
МГТУ ГА, г. Москва

Особенностью функционирования АРП (авиаремонтного производства) в условиях рыночной экономики является борьба за рынок сбыта. Финансовая устойчивость достигается за счет

предоставления услуг по ремонту авиатехники на более высоком качественном уровне, чем у конкурентов, и путем широкой диверсификации на базе имеющийся производственно-технологической инфраструктуры.

Достижение этой цели невозможно без прогнозирования рыночной ситуации и планирования инвестиционной политики на основе моделирования результатов маркетинговых исследований, статистических данных, тенденций развития науки, техники и технологии. Внедрение новейших достижений в сфере технологических процессов, расширения номенклатуры восстанавливаемых деталей, освоения ремонта вновь вводимой в эксплуатации АТ связано с длительным этапом технологической подготовки производства в соответствии с технологической документации.

Действующая нормативно-правовая база не позволяет проектировать технологические процессы ремонта самими АРП. В то же время, разработанные предприятиями промышленности «Руководства по капитальному ремонту» морально стареют, а действующий механизм их изменения системой бюллетеней инерционен к новейшим достижениям науки, техники и технологии. АРП не обладают необходимой экспериментально-испытательной базой для опытного подтверждения технологических разработок, но имеют квалифицированных кадры специалистов и острую необходимость совершенствования технологической базы. Предприятия промышленности имеют такую базу, но не всегда заинтересованы в приоритетных исследованиях для нужд АРП.

Выходом из сложившейся ситуации является максимально использование расчетно-аналитических методов и математического моделирования для поддержки решений при проектировании технологических процессов ремонта и создание на их основе систем автоматизированного проектирования. Из этого следует актуальность задачи развития расчетно-аналитических методов, как базовой структуры системы автоматизированного управления процессом проектирования ремонтных технологий. Основную сложность при этом представляет то, что: до настоящего времени не проводились системные работы по указанной теме и из за сложности физико-химических процессов, лежащих в основе восстановительных технологий, не разработан математических аппарат полностью и адекватно их моделирующий.



## **Применение водорода и сжиженного природного газа в авиации: состояние и перспективы**

Садертдинов Д.Ф.  
Клуб авиастроителей, г. Москва  
(Школьная секция)

Объектом историко-научного исследования являются летательные аппараты на альтернативном топливе: водороде и сжиженном природном газе.

В работе рассматриваются преимущества и проблемы перевода самолётов с авиационного керосина на криогенное топливо. В качестве источников информации использованы научные труды коллективов ОКБ «Туполев» и КБ «Кузнецов».

В процессе выполнения историко-научного исследования автором была разработана принципиальная схема криогенной системы на примере самолета Ту-204К в программе автоматизированного проектирования «Компас-3Д», а также предложен модифицированный общий вид самолёта. При помощи пакета приложений «GasTurb», был произведен расчет и сравнительный анализ отечественных перспективных двигателей ПС-90 и Д-436 работающих на керосине, природном газе и водороде при работе на двух режимах: взлета и крейсерского полёта. Подсчитаны тяга и удельный расход на этих режимах, получены данные по расходу воздуха, температуре и давлению на каждом из участков двигателей.

В результате сделаны выводы о целесообразности перевода авиации на новые виды альтернативного топлива и отмечены перспективы в решении задач экономичности и экологичности авиационных газотурбинных двигателей.

## **Оптимизация комбинированного крыла путём добавления треугольного выступа**

Сакорнсин Р., Попов С.А.  
МАИ, г. Москва

Полёт птицы очень сложный вопрос, и даже спустя столетие полёта человека его тонкости не были полностью поняты. Это может быть связано с быстрым прогрессом в области авиации и увеличение скоростями полёта, что в свою очередь, привело к исчезновению очевидной параллели между авиацией общего назначения и птицами. Таким образом, многие последние достижения в области авиации были сделаны без изучения птичьего полета.

Современное крыло имеет законцовки, так как они уменьшают лобовое сопротивление. Но у гидросамолёта с поплавками на краю,

поплавки можно использовать в качестве законцовок. Это один из способов уменьшения лобового сопротивления гидросамолёта, но не достаточно эффективный для нашего комбинированного крыла.

Изучая птичье крыло, мы заметили, что передняя его часть имеет небольшой выступ в месте сгиба. Мы использовали эту особенность для построения особой схемы гидросамолёта. В месте отклонения мы сделали треугольный выступ по аналогии с птичьим крылом. Поэтому первый вариант, который мы будем выполнять в данной работе это комбинированное крыло, изученное в нашей первой статье с добавлением треугольного выступа в месте отклонения. Мы исследуем его аэродинамические характеристики.

В расчётах использовались следующие математические модели турбулентности: модель с одним дифференциальным уравнением Спаларта-Аллмараса, решена задача об обтекании дозвуковым потоком воздуха со скоростью 47 м/сек модели прямоугольного крыла с профилем NASA 00175. Крыло имело следующие геометрические параметры: удлинение  $\lambda = 5$ , полуразмах  $l = 2.4$  м, хорду  $b=0.24$  м, площадь  $S=0.288$  м<sup>2</sup>. Результаты расчётов сравнивались с комбинированным крылом данными, полученными в нашей первой статье.

**Применение систем бортовых измерений (СБИ)  
для испытания комплексов бортового оборудования и систем  
вертолётов на ОАО «Московский Вертолётный завод имени М.Л.  
Миля»**

Гуревич А.С., Ивчин В.А., Писков И.Г., Самсонов К.Ю.

МВЗ им. М.Л. Миля, п. Томилино

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось обобщить опыт применения средств бортовых измерений для испытаний летно-технических, прочностных характеристик, отдельных систем и пилотажно-навигационных комплексов вертолётов.

На сегодняшний день, имеющийся на Московском Вертолётном заводе имени М.Л.Миля, комплекс средств измерений решает следующие задачи:

- измеряет и регистрирует параметры с помощью систем бортовых измерения (СБИ);
- проводит траекторные и телеметрические измерения на заданных участках полета;
- осуществляет оперативный контроль за поведением вертолётов и состоянием полигонов, а также ходом проведения летного эксперимента (ЛЭ) с целью обеспечения безопасности испытаний;

- осуществляет сбор, передачу, обработку, отображение и документирование измерительной информации летных испытаний;
- осуществляет увязку всех видов измерений в едином времени.

Для решения указанных задач в состав комплекса входят следующие системы: бортовых измерений, траекторных измерений, радиотелеметрических измерений, управления и обеспечения безопасности трассовых испытаний, полигонного обеспечения, сбора, передачи, обработки, отображения и документирования данных измерений, Единого Времени.

В работе приведено назначение и краткое описание вышеперечисленных систем. Также даётся пример «Перечня параметров для вертолётa» и блок-схемы систем бортовых измерений и бортовых радиоэлектронных комплексов вертолётaв.

Результатом выполненной работы является создание технологии обработки информации для испытаний ЛТХ, ПХ, отдельных систем и ПНК вертолётaв. А также возможность точно диагностировать отказы БРЭО в целом и конкретного звена в цепочках «датчик – согласующее устройство – блок БРЭО – БЦВМ – МФИ».

### **Газодинамическая стабилизация грузов отделяемых из отсека самолета-носителя**

Семенов И.М., Нестеров В.А.

МАИ, г. Москва

Наиболее важной проблемой безопасности отделения грузов из внутрифюзеляжных отсеков при сверхзвуковых скоростях является стабилизация грузов, к которой предъявляется ряд требований. Жесткие требования по габаритам заставили конструкторов размещать грузы во внутренних отсеках со сложенными рулями. С другой стороны, знакопеременные силы и моменты, действующие на груз при старте из отсека на сверхзвуковой скорости, не могут быть парированы должным образом в связи с отсутствием аэродинамических поверхностей, что приводит к неверной траектории движения и к возможному столкновению груза с носителем.

До появления необходимости отделения грузов массой до 500 кг на скоростях больше скорости звука данная проблема не стояла, так как аэродинамические силы, действующие на груз массой около 1700 кг при скоростях меньше скорости звука, были не так критичны.

Для решения задачи безопасности отделения данных грузов было предложено использовать газодинамический привод. Он представляет собой отсек, в котором размещены газодинамические двигатели и по сигналу, формируемому в системе управления, срабатывает

определенное количество таких двигателей, что обеспечивает заданные параметры движения груза.

В работе была разработана модель отделения груза при сверхзвуковой скорости из внутрифузеляжного отсека носителя. В процессе создания модели был решен ряд вопросов связанных с выбором конструкции газодинамического привода и алгоритмом работы двигателей.

В результате моделирования были получены все необходимые параметры отделения, в том числе действующие на груз аэродинамические и газодинамические силы и моменты, а также траектория движения.

Таким образом, проведена оценка безопасности отделения и выработаны рекомендации по выбору конструкционных параметров газодинамического отсека, а также закона, формирующего работу двигателей.

### **Анализ температурных напряжений и деформаций в кессонных конструкциях из композиционных материалов**

Семенцова А.Н.

МАИ, г. Москва

Композиционные материалы находят широкое применение в различных отраслях промышленности, благодаря своим прочностным свойствам. Однако одной из важнейших проблем производства изделий из композиционных материалов является возникновение технологических остаточных деформаций. Они возникают при изготовлении изделий вследствие перепада температур, недостатков технологических процессов, например, неравномерное распределение связующего.

Целью данной работы являлась разработка методики расчета и проектирования кессонных композитных конструкций с учетом технологии изготовления. Задачей проводимых расчетов является обеспечение теоретической формы изделий после технологического процесса. Для описания температурных деформаций и перемещений используется балочная теория, численное решение проводится с использованием математического пакета Mathcad.

Вопросы поводак при температурном воздействии на объемные коробчатые конструкции исследуются впервые. Практически данная методика может быть использована при создании реальных конструкций таких, как кессон крыльев, кессон горизонтального и вертикального оперения. Технологически кессонные конструкции изготавливаются с помощью методов: вакуумной инфузии, RTM метода (Resin Transfer Moulding), препреговой технологии.

В качестве примера был рассмотрен кессон с разной конструкцией верхней и нижней панели:

Стрингерная симметричная конструкция;

Стрингерная несимметричная конструкция;

Исследовалось влияние внутренней структуры на наличие погибей.

Проанализировав полученные результаты можно заключить, что на появление погибей в конструкции влияет:

Нарушение симметрии в конструкции;

Наличие поперечных слоев в укладке композита.

### **Разработка противообледенительной системы с микропроцессорным управлением**

Семочкин Е.Е.

АПИ НГТУ им. Р.Е. Алексеева, г. Арзамас

Доклад посвящен разработке системы обнаружения и контроля обледенения и измерения толщины льда на поверхности летательного аппарата, технический результат - повышение чувствительности, точности и достоверности информации, а также уменьшение энергопотребления, увеличение надежности и ресурса.

Устройство для контроля обледенения содержит сигнализатор обледенения, в корпусе которого установлены датчик температуры и сигнальный процессор, соединённый шиной интерфейса с приёмопередатчиком и, через ключ, с входом нагревателя, встроенного в корпус резонатора, к основанию которого механически присоединён возбуждающий преобразователь, а также дополнительно введён блок индикации и управления, соединённый соответствующими шинами интерфейса с приёмопередатчиком и датчиком температуры сигнализатора обледенения, кроме того, в сигнализатор обледенения введён преобразователь импеданса, подключенный к возбуждающему преобразователю, который шиной интерфейса соединён с сигнальным процессором.

Алгоритм работы устройства включает операции измерения действительной и мнимой части комплексного сопротивления возбуждающего преобразователя для поиска и захвата частот резонанса, вычисления коэффициента нормирования действительной части комплексного сопротивления для нормирования добротности резонанса по сопротивлению, вычисления приведенной жесткости резонатора, коэффициента нормирования жесткости, нормирования по жесткости частоты резонанса для сравнения с эталонной частотой чистого резонатора, контроля по этим данным обледенения, вычисления толщины льда и интенсивности обледенения.

В работе проведено моделирование предлагаемой системы, подтвердившее ожидаемые технические характеристики:

- снижение порога чувствительности до 0,5 мм;
- увеличена точность измерения толщины льда;
- снижение массогабаритных показателей;
- снижение трудоемкости изготовления.

### **Экспериментально-теоретическое исследование механических характеристик композиционного материала PARABEAM**

Мартыросов М.И., Рабинский Л.Н., Серпичева Е.В.

МАИ, г. Москва

Композиционный материал (КМ) PARABEAM (Голландия) представляет собой стеклоткань, состоящую из двух сотканых из E-стекловолокна пластин, связанных между собой вертикальным ворсом из стекловолокна в сэндвич-структуру. Стеклоткань PARABEAM впитывает смолу (полиэфирную, винилэфирную, эпоксидную или фенольную), стекловолокно в ворсе укрепляется, стеклоткань увеличивается до заданной высоты. Оптимальное соотношение ткань-смола лежит в пределах от 1:0,9 до 1:1,5.

В работе проводится экспериментальное определение основных механических характеристик этого материала на испытательной машине INSTRON (Великобритания).

Теоретическая часть работы посвящается численному анализу прочностных и весовых характеристик слоистых, симметричных по толщине пакетов КМ, где в качестве несущих слоев используется углеткань Hex Ply M21/40%/285T2/AS4C-6K с эпоксидным связующим и углеродным волокном Hex Tow AS4C 6K GP (поставщик Hexcel Composites, США), а в качестве заполнителя либо соты с шестигранной формой ячеек ПСП-1К-2,5-48 (полимеросотопласт отечественного производства), либо изучаемый PARABEAM с экспериментально определенными механическими характеристиками.

Рассматриваются различные по количеству слоев пакеты (4,8,10,12 и т.д.), а также различные форматы смешанной укладки таких пакетов, например,  $+45^\circ/-45^\circ/90^\circ/0^\circ$  /Соты или PARABEAM  $/0^\circ/90^\circ/-45^\circ/+45^\circ$ .

Укладка слоев производится во всех основных направлениях ( $0^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$ ,  $90^\circ$ ). Это позволяет минимизировать напряжения в связующем и создать наиболее благоприятные условия эксплуатации изделий из КМ. Проводится сравнительный и параметрический анализ. Рассматриваются следующие критерии разрушения КМ: MX STRESS, MX STRAIN, TSAI-WU, HOFFMAN, HILL, HASHIN, PUSK. Предельная нагрузка на пакет определяется такой величиной, при которой в

отдельных слоях КМ происходит разрушение по одному из используемых критериев.

Конечно-элементная модель создана в программном комплексе NX 7.5 с использованием приложения Advanced Simulation, а затем экспортирована в программную среду PATRAN 2010. Применяются конечные элементы типа Laminatе.

Работа выполнена при финансовой поддержке Совета по грантам Президента РФ для государственной поддержки молодых российских ученых и ведущих научных школ (код проекта НШ-2047.2012.8) и гранта РФФИ (код проекта 11-01-00540-а).

### **Способ охлаждения тонкой перфорированной поверхности упругой деформацией**

Славгородская А.В.

ДФУ, г. Владивосток

Из опыта растяжения плоских тонких образцов с круглыми отверстиями прослеживается следующая закономерность: с увеличением количества отверстий при одинаковой площади ослабленного поперечного сечения предел прочности (напряжение соответствующее максимальной растягивающей силе) практически не изменяется, однако площадь диаграммы растяжения (в координатных осях сила-удлинение) уменьшается за счет уменьшения пластической деформации.

Существует способ снижения опасных напряжений вблизи трещин за счет рассверливания конца трещины круглым отверстием: в таком случае изменяются напряжения вблизи конца трещины, т.е. круглые отверстия исключают возможные касательные сдвиговые перемещения за счет увеличения поверхности и тем самым снижения опасных напряжений.

Так как рост трещины происходит за счет притока внешней энергии и сопровождается нагреванием по направлению ее роста, возможно предложить способ охлаждения конструкции, например тонкой лопасти гребного винта, имеющей круглые отверстия, поглощающие энергию внешнего тепла при упругом деформировании.

Температурные перемещения не всегда создают температурные напряжения - при отсутствии препятствия росту температурных перемещений температурные напряжения не возникают. Круглые отверстия являются концентраторами напряжений менее опасными, чем трещины, а при деформации увеличивается площадь концентратора, и часть напряжений снижается и перераспределяется по направлению вырезов. Приток тепла извне исключает развитие пластических

деформаций, а тратится на температурные перемещения, что способствует безопасным упругим деформациям.

Перфорация тонкой лопасти гребного винта кроме снижения температуры поверхности за счет упругой деформации должна обладать другими положительными свойствами:

меньшее гидродинамическое сопротивление за счет так называемых искусственных каверн (в нашем случае это круглые отверстия) создающих эффект удержания пограничного слоя;

заранее известное направление деформаций позволит задать оптимальное положение отверстий, снижающее риск разрушения лопасти.

Известно и такое положительное качество перфорированной круглыми отверстиями пластины, как большая динамическая прочность. Предлагаемый способ охлаждения может быть использован для нагреваемых корпусных элементов, в том числе днища гидросамолетов, оболочек космических аппаратов.

### **Влияние расположения переднего горизонтального оперения на устойчивость и управляемость самолета с передним горизонтальным оперением**

Соколова А.А.  
МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается смещение фокуса самолета по направлению потока при его выходе на сверхзвуковые скорости в заданном диапазоне чисел Маха [ $M < 5$ ]. Смещение фокуса существенно оказывает влияние на устойчивость, управляемость и маневренность самолета. При установке горизонтального оперения (далее ГО), классически расположенного в хвосте самолета, спереди крыла, получаем схему самолета с передним горизонтальным оперением (далее ПГО). Такая схема способна статически перетягивать фокус вперед, а так же способствует меньшему смещению фокуса в направлении потока при  $M > 1$  в заданном диапазоне чисел Маха. В общем случае сохранение положение фокуса статической конструкцией постоянным при изменении скорости неэффективно, поэтому возникает идея создания динамической конструкции.

Основной идеей данной работы является перемещение ПГО по оси ОХ при изменении скорости самолета, таким образом, оказывая влияние на положение фокуса, а, следовательно, на заранее заданную устойчивость либо неустойчивость самолета (при условии постоянного положения центра тяжести). Взяв за основу идею перемещения ПГО и предположив конструкционную возможность такого перемещения, можно отследить закон смещение фокуса самолета с ПГО во всем



скоростном диапазоне его полета и подобрать функцию перемещения оперения так, чтобы положение фокуса оставалось неизменным, либо смещалось минимально.

Работоспособность такой идеи подтверждается аэродинамическим расчетом, проводимым на примере истребителя с ПГО. В настоящее время рассматриваются варианты конструкторских решений, а так же выявляются трудности, которые могут возникнуть при эффективном маневрировании на сверхзвуковых скоростях.

### **Проектирование конструкции кессона крыла из композиционных материалов на этапе технического предложения**

Солошенко В.Н., Попов Ю.И.  
МАИ, г. Москва

Данная работа посвящена выявлению основных требований, которые необходимо учитывать при проектировании конструкции крыла из композиционных материалов (КМ) магистрального самолета, а также обзору концепций конструкции кессона крыла из КМ и стыков кессона консольной части крыла с центропланом.

В работе были поставлены следующие задачи: 1) Проведение анализа существующих конструкций крыльев из КМ магистральных самолетов.

2) Выявление особенностей выбора расчетных напряжений для проектирования конструкции планера магистрального самолета из КМ.

3) Рассмотрение основных концепций конструктивно-силовых схем (КСС) крыльев магистральных самолетов и стыков кессона отъемной части крыла (ОЧК).

В качестве объекта исследования было принято крыло пассажирского самолета взлетной массой  $m_0 = 65000$  кг со следующими параметрами: удлинение по базовой трапеции  $\lambda = 11,5$ ; угол стреловидности по  $\frac{1}{4}$  хорд  $\chi = 25^\circ$ ; размах 35 м, относительная хорда кессона  $\bar{b}_k < 0,5$ .

Результаты работы: 1) Проведен анализ конструкции крыльев из композиционных материалов, существующих и разрабатываемых магистральных самолетов. Видно, что в основном все фирмы прибегают к использованию традиционных конструктивно-силовых схем, отработанных на металлических крыльях. Это обусловлено стремлением снизить технические риски и возможностью использования известной процедуры сертификации композитных конструкций.

2) Рассмотрены особенности выбора допустимых расчетных напряжений для крыла из КМ. Их величина зависит не только от характеристик конструкционного материала, но также и от характера нагружения, наличия нерегулярных зон, концентраторов напряжений и повреждений в процессе производства и эксплуатации конструкции. Сниженные на порядок, допускаемые напряжения с учетом всех

вышеперечисленных факторов делают малым эффект от внедрения таких КМ в конструкции планера самолета. Ослабить этот нежелательный эффект можно, повысив вязкость разрушения матрицы или введя в конструкцию стеклопластиковые стопперы трещин.

3) Рассмотрены основные концепции конструктивно-силовых схем кессона крыла магистрального самолета: многонервюрная КСС с подкрепленными панелями, многостеночная КСС с монолитными панелями без подкрепления, КСС с трехслойными панелями. Выделены достоинства и недостатки каждого варианта КСС.

4) Рассмотрены варианты стыков кессона ОЧК с центропланом, для различных вариантов КСС кессона.

### **Математическое моделирование работы авиационных систем кондиционирования воздуха с петлевой схемой влагоотделения**

Старостин К.И.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание математической модели авиационной системы кондиционирования воздуха (СКВ), имеющей в своём составе петлевую схему влагоотделения на высоком давлении, а также численное исследование процессов тепловой обработки влажного воздуха на агрегатах данной системы.

На первом этапе была разработана методика расчёта процессов тепловой обработки влажного воздуха в СКВ на основе численного решения системы уравнений энтальпий в различных сечениях по тракту системы. Решение уравнения энтальпии осуществлялось с помощью модифицированного метода хорд, учитывающего особенности данного уравнения, связанные с физикой процессов испарения и замерзания влаги.

Вторым этапом являлась разработка программы вычисления параметров влажного воздуха по тракту СКВ на основе созданной модели. Данная программа позволила провести исследование работы петлевой схемы на различных режимах, а также проверить достоверность предложенной математической модели путём сопоставления результатов расчёта с аналогичными результатами, полученными с помощью других программ, а также с данными натурных испытаний.

На третьем этапе проводился цикл численных экспериментов по специальной методике для анализа особенностей работы СКВ различных структурных схем при всевозможном сочетании значений параметров входящих в них агрегатов (структурно-параметрический анализ). Расчёты, выполненные при различных сочетаниях исходных данных (режимов работы системы), показали следующее:

- наличие влаги в воздухе оказывает существенное влияние на его теплофизические параметры после тепловой обработки, а также на работоспособность некоторых агрегатов системы;
- на большинстве режимов система обнаруживает тенденцию к саморегулированию, однако могут наблюдаться и неустановившиеся процессы различного характера, что обусловлено наличием «обратной связи» по температуре;
- работоспособность системы в целом наблюдается в достаточно узком поле сочетаний параметров её агрегатов.

Результатом выполненной работы является созданная математическая модель петлевой схемы влагоотделения и компьютерная программа на её основе. Полученные результаты численного моделирования позволили выработать рекомендации по грамотному подбору структуры СКВ современных самолётов и сочетаний параметров входящих в неё агрегатов на раннем этапе проектирования данных систем.

## **Градиентные эффекты в тонкостенных структурах при градиентной термоупругости**

Фам Тьюнг

МАИ, г. Москва

В работе исследуется алгоритм, позволяющий построить градиентную модель термоупругости для градиентной модели типа Тупина любой сложности. Модели этого рода позволяют получить инструмент для описания эффектов, которые известны из экспериментов, но необъяснимы с точки зрения классической термоупругости. Такие эффекты могут быть связаны с двумя принципиальными моментами. Во-первых – это возможность учета высокоградиентных составляющих в распределении температуры по координатам, т.е. высокую градиентность поля температур. Во-вторых, существенным и даже принципиальным может оказаться совместный учет градиентности (через кривизны деформаций в потенциальной энергии) и более полный учет скорости изменения внешнего воздействия.

Указанные уточнения могут быть существенны при моделировании деформирования и разрушения различного рода неоднородных структур типа многослойных покрытий, работающих в критических условиях, керамических материалов, композитно-керамических структур в авиации и ракетостроении, многослойных структур в электронной промышленности и пр.

В результате расчёта показывается что решение, найденное в рамках градиентной модели, существенно отличается от решения, полученного по классической модели. При воздействии переменных температурных полей в покрытии перемещения и деформации, могут менять знак и в

значительной степени зависят от показателя изменяемости температурного поля. Полные напряжения в покрытии, полученные в рамках градиентной модели в покрытии отличны от нуля.

Итак, учет градиентных эффектов открывает принципиальные возможности в моделировании разрушения покрытий, в проектировании оптимальных многослойных структур.

### **Самолёт вертикального взлёта и посадки:**

**прошлое, настоящее, будущее**

Храмов М.А.

Клуб авиастроителей, г. Москва

(Школьная секция)

Цель историко-научно-технической работы проанализировать историю развития самолётов вертикального взлёта и посадки (СВВП) и определить перспективы развития. В работе рассматриваются СВВП с реактивными двигателями. Впервые СВВП с реактивным двигателем и изменяемым вектором тяги была предложена в 1947 г. в СССР конструктором К.В. Шуликовым. Такая схема стала основной в последующих СВВП. Практические разработки реактивных СВВП были развернуты в середине 50-60-х годах XX века в Англии, Франции, ФРГ и СССР. Был построен и испытан ряд экспериментальных самолетов, в том числе советский Як-36. Первый в мире серийный боевой СВВП – Harrier был создан в Англии, и в 1969 г. началась его эксплуатация. Самолет оснащен уникальным двигателем с четырьмя поворотными соплами. Harrier многократно модернизировался и успешно применялся в боевых действиях. Второй в мире серийный СВВП Як-38 был создан в СССР в ОКБ А.С.Яковлева как легкий штурмовик для оснащения авианесущих крейсеров. Работы начались в 1968 г., а в 1976 г. самолет был принят на вооружение авиации флота и применялся до 1989 г.

Принципиально новым стал первый в мире боевой сверхзвуковой СВВП Як-141 со скоростью 1850 км/ч. В 1987 г. начались испытания. После распада СССР работы по Як-141 были прекращены. В США лишь в 2006 г. начал полеты сверхзвуковой СВВП F-35В компании Lockheed Martin. В отличие от ранее построенных СВВП, в нем используется подъёмный вентилятор с приводом от основного подъемно-маршевого двигателя с поворотным соплом. Самолет построен с применением технологии малозаметности. Пока это единственный серийный сверхзвуковой СВВП, который вероятно будет использоваться в ближайшие 10-15 лет.

В результате анализа развития реактивных СВВП в работе выделено 5 поколений - от первых экспериментальных машин до сверхзвуковых СВВП будущего. Основным недостатком большинства СВВП является

использование подъемных устройств, которые в горизонтальном полете являются «мертвым грузом». Будущее таких СВВП пока не ясно из-за их высокой сложности и стоимости при меньшей дальности полета и боевой нагрузке по сравнению с классическими самолетами. Перспективы СВВП во многом будут зависеть от достижений в создании легкого и мощного подъемно-маршевого двигателя. В СВВП будущего такой двигатель должен сочетаться с компоновкой самолета, при которой минимальны потери полезного объема.

Наша страна обладает уникальным опытом создания СВВП. Возможно, что работы по созданию нового российского СВВП, в том числе на базе перспективного проекта Як-201, могут быть ускорены в связи с приобретением и строительством авианесущих кораблей «Мистраль», а также планами постройки других авианосцев.

### **Использование метода анализа иерархий в производстве**

Головин Д.Л., Цыганов О.В.

МАИ, г. Москва

Актуальность проблемы: Сегодня в сложном мире с множеством проблем разные на первый взгляд события невозможно рассматривать изолированно друг от друга. Подходы к ним необходимо осуществлять как к единому целому, то есть как к системе. Система — (целое, составленное из частей; соединение) — множество элементов, находящихся в отношениях и связях друг с другом, которое образует определённую целостность, единство. В свою очередь, с точки зрения развития, система и планирование являются двумя фундаментальными категориями, которые спаяны воедино, их тоже нельзя рассматривать раздельно.

Планирование — оптимальное распределение ресурсов для достижения поставленных целей, деятельность (совокупность процессов, связанных с постановкой целей (задач) и действий в будущем).

Мы планируем в пределах созданной нами системы, причем, ни одна система не формируется случайно, а с должной мерой предвидения. Мы должны научиться планировать будущее с ясным и определенным осмыслением цели в любой интересующей нас области. С этой целью в данной работе на основе концептуального единства понятий «система» и «планирование» предложено методологическое средство для их совместного осмысления: метод анализа иерархий (МАИ) для решения двух разных по характеру проблем.

Цель проекта: Исследовать возможность применения МАИ на предприятии в двух областях: проектирование технологических процессов, маркетинг.

Задачи проекта: Поиск в технологическом процессе производства и задачах управления предприятием этапов, имеющих ряд альтернативных решений; Использование МАИ в технологическом процессе производства, Использование МАИ в задачах по управлению предприятием; Определение необходимого количества экспертов для проведения оценки критериев в обоих случаях с заданной степенью точности;

Выводы: 1. МАИ охватывает одинаково как факторы, по которым возможно проведение определенных измерений, так и неосязаемые факторы, по которым требуются суждения. 2. МАИ повышает качество принимаемых решений, учитывая большинство параметров поставленной задачи. 3. МАИ значительно сокращает время, расходуемое на принятие сложных решений, имеющих большое количество альтернатив. 4. МАИ имеет широкий спектр применения, в том числе на производстве, что демонстрирует данная работа. 5. С внедрением МАИ предполагается значительный рост эффективности производства.

### **Разработка модели образования трибохимической пленки на внутренней поверхности ствола при стрельбе снарядами с ПВП**

Лобачев Н.А., Чуйков Е.С.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось разработка модели образования трибохимической пленки на внутренней поверхности ствола при стрельбе снарядами с ПВП

Первым этапом разработки модели являлось создание модели процесса выстрела снарядом с ПВП. При этом была использованы:

математическая модель горения пороха в процессе выстрела, было рассмотрено три периода в процессе выстрела из орудия-пиростатический, пиродинамический и период последействия;

математическая модель движения снаряда по НЧКС;

математическая модель нагрева НЧКС в процессе стрельбы;

Вторым этапом разработки являлась создание модели образования трибохимической плёнки, которая в свою очередь включала в себя следующие модели:

- модель нагрева ПВП при движении по НЧКС;

- модель оплавления ПВП при стрельбе очередями;

- модель процесса образования трибохимической плёнки на

поверхности нарезной части канала ствола.

Результатом выполненной работы является модель образования трибохимической пленки на внутренней поверхности ствола при стрельбе снарядами с ПВП.

## **Сверхзвуковое вихревое течение на подветренной стороне крыла и в следе за ним**

Шевченко А.М., Харитонов А.М.  
ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

Представлены методика и результаты экспериментального исследования течения в ядре продольного вихря, формирующегося на подветренной стороне крыла и в следе за крылом.

Эксперименты выполнены в сверхзвуковых аэродинамических трубах Т-313 и Т-326 ИТПМ СОРАН в диапазоне чисел Маха 2-6, углов атаки крыла 0-20 градусов. Количественная информация о распределении параметров потока в ядре продольного вихря и его окрестности получена с помощью многоканальных пневмометрических зондов, позволяющих определить направление, число Маха и полное давление, и зонда температуры торможения. Положение и границы вихревого ядра получены по результатам визуализации течения методом лазерного ножа.

Рассматривается структура течения и особенности распределения параметров потока в ядре продольного вихря и его окрестности, влияние на эти характеристики числа Маха и угла атаки крыла.

На основе сопоставления с известными экспериментальными и расчётными данными анализируется подобие и различие характеристик продольного вихря при до- и сверхзвуковых скоростях полёта, над крылом и в следе за ним.

Рассматриваются особенности течения в вихревом следе за крылом при большой сверхзвуковой скорости ( $M=6$ ).

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 12-01-00806.

## **Расчет устойчивости слоев многослойного композиционного торсиона несущего винта вертолета**

Голованов А.И., Митряйкин В.И., Шувалов В.А.  
КФУ, КНИТУ-КАИ, КВЗ, г. Казань

В конструкциях современных вертолетов все чаще находят применение бесшарнирные втулки несущих и рулевых винтов. Обеспечение высоких качеств таких конструкций достигается применением современных композиционных материалов, высоким уровнем проектирования и расчетно-экспериментальных методов, с помощью которых решаются задачи оптимизации параметров конструкции и обеспечения заданных прочностных характеристик. Отличительной чертой исследуемой конструкции торсиона бесшарнирного несущего винта легкого вертолета является сложная

многослойная (из разных материалов: стеклопластик и резина) структура по толщине и неканонические очертания в плане.

В расчетах исследуемой конструкции используется разработанный авторами многослойный трехмерный 18-узловой конечный элемент с квадратичной аппроксимацией по двум координатам, лежащим в плоскости укладки слоев, и линейной – по третьей координате. Структурно предлагаемый конечный элемент представляет собой искривленный параллелепипед с линейчатой поверхностью в поперечных срезах, состоящий из набора слоев по толщине, каждый из которых является ортотропным материалом.

Предварительные расчетно-экспериментальные работы показали, что при выполнении маневренных режимов в вертикальной плоскости перемещения торсиона достаточно велики, и для расчета необходимо использовать МКЭ в геометрически нелинейной постановке. Авторами была разработана методика такого расчета с использованием пошаговой схемы решения геометрически нелинейных задач теории упругости в рамках, так называемой «модернизированной инкрементальной теории Лагранжа» (“Update Lagrangian formulation”)

Авторами выполнена постановка задачи исследования устойчивости слоев торсиона, разработаны методика и программы расчета с использованием метода конечных элементов в геометрически нелинейной постановке.

Полученные результаты расчета от воздействия эксплуатационных нагрузок с сильно увеличенной изгибной составляющей нагрузки в плоскости тяги несущего винта дают не только величины критических нагрузок, но показывают и форму, по которой происходит выпучивание сжатых слоев. Показано хорошее совпадение результатов расчета с экспериментальными.

### **Численное исследование взаимного влияния планера и двигателя гиперзвукового ЛА в период маневрирования**

Яременко А.В., Никитченко Ю.А., Попов С.А.

МАИ, г. Москва

В работе рассмотрены особенности расчета интегрированной компоновки «планер-ГПВРД», характерной для гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЗЛА). В качестве конкретной конструкции выбран ГЗЛА Х-43А.

Разработан алгоритм расчета стационарного режима полета, который включает в себя расчеты как основных характеристик силовой установки и влияния выхлопной струи на хвостовую часть, так и расчет внешней аэродинамики ГЗЛА.



Расчет основных характеристик силовой установки и ее влияние на хвостовую часть ГЗЛА проводится с помощью CFD-пакета вычислительной газодинамики «Fluent» в двумерной постановке. В вычислениях используется адаптивная высококачественная структурированная расчетная сетка, построенная с помощью сеточного генератора «Isem CFD». В качестве модели турбулентности выбрана модель Спаларта-Аллмараса. Дополнительно, на некоторых режимах, рассмотрена модель турбулентности «k- $\omega$  SST».

С учетом данных газодинамического расчета, рассчитывается внешняя аэродинамика в трехмерной постановке. Для этого используется разработанный на кафедре Аэродинамики МАИ пакет прикладных программ для расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых аппаратов. В состав этого комплекса входит собственный геометрический препроцессор и модуль «Ньютон», ориентированный на выполнение прикладных расчетов при малых числах Кнудсена и больших гиперзвуковых скоростях полета летательного аппарата.

Так же в работе рассмотрены вопросы формирования математической модели для газодинамического расчета, особенности построения расчетных сеток, моделирования форсунок, критериев впрыска топлива, эффективности силовой установки.

В результате выполненной работы установлено существенное влияние угла атаки ГЗЛА на тяговые характеристики ГПВРД и значительное несовпадение направления потока газа в ГПВРД с его осью. Показана высокая сложность применения традиционных методов расчета аэродинамических и тяговых характеристик ГЗЛА, снабженного ГПВРД. Даны рекомендации для проведения расчета летательных аппаратов рассмотренной компоновки.

### **История становления, развитие, перспективы ЗАО «Авиастар-СП»**

Ярославская О.К.  
УлГУ, г. Ульяновск

Целью данной работы является изучение исторических аспектов, становления, современного состояния и перспектив развития ЗАО «Авиастар-СП».

В Ульяновске происходит пересечение основных транспортных магистралей. Место, где расположены основные авиационные трассы из Европы и европейской части России в Сибирь, на Дальний восток и страны Азии. Здесь в 1976 году было начато строительство Ульяновского авиационного промышленного комплекса. Сегодня «Авиастар» - один из крупнейших производителей авиационной техники в России и странах СНГ, который специализируется на выпуске

современных пассажирских и грузовых самолетов семейства Ту-204 «Руслан» и уникальных транспортных гражданских самолетов Ан-124-100. В настоящее время ЗАО «Авиастар-СП» является крупнейшим и самым перспективным в России предприятием по производству магистральных самолетов. Размещенные на площади в 2 млн **г** громадные производственные корпуса представляют собой мощную вертикальную интеграцию по многоотраслевой схеме замкнутости технологических процессов. В соответствии со сформированным портфелем заказов на реализацию воздушных судов семейства Ту-204 на предприятии ведется работа с потенциальными заказчиками (поставок самолетов в Китай, Иран, Кубу, Корею, Сирию, Палестину, российским авиакомпаниям). Самолеты семейства Ту-204, построенные на ЗАО «Авиастар-СП», эксплуатируются ведущими авиакомпаниями России, такими как, «Авиастар-Ту», «Владивосток Авиа», «Red wings», зарубежными авиакомпаниями «Cubana de aviccion», «Cairo Aviation», «Air China Cargo».

4 октября 2012 г. Минобороны и ОАО «Объединенная авиастроительная корпорация» подписали контракт на 39 транспортных самолетов Ил-76МД-90А, производимых в ЗАО «Авиастар-СП». Подписи поставили Министр обороны РФ Анатолий Сердюков и Президент ОАО «Объединенная авиастроительная корпорация» Михаил Погосян на совещании под председательством Президента РФ Владимира Путина.

Сумма контракта составила 140 млрд. рублей. Глава государства отметил, что это – самый крупный заказ в российском авиапроме за всю его непродолжительную историю. Ил-76МД-90А – первый, практически новый транспортный самолет, который российский авиапром произвел за последние 20 лет.

ЗАО «Авиастар-СП» является неоднократным участником авиавыставок в России и за рубежом, на них был заключен ряд заказов на производство магистральных самолетов. Вследствие вступления России в ВТО, у ЗАО «Авиастар-СП» может появиться возможность на равных конкурировать с иностранными компаниями, как на внутреннем, так и на внешнем рынке, хотя для этого нужно будет приложить максимум усилий.

### **Проектирование конструкции складываемого крыла**

Ярыгина М.В., Попов Ю.И.

МАИ, г. Москва

Одним из перспективных направлений повышения эффективности авианосцев является выбор рациональной степени трансформации

корабельных летательных аппаратов (ЛАК). Наиболее широко в палубной авиации применяется складывание крыла.

Трансформация крыла позволяет разместить на авианосце большее число ЛАК, что увеличивает эффективность авианосных ударных групп (АУГ). С другой стороны, наличие на крыле узла трансформации увеличивает массу самолёта, что отрицательно сказывается на боевой эффективности. Поэтому выбор рациональной степени трансформации крыла ЛАК позволяет достичь оптимального значения критерия боевой эффективности АУГ.

Наиболее распространённым (52%) является простой прямой тип трансформации крыла, при котором консоли поворачиваются вокруг оси, расположенной вдоль хорды крыла, параллельно ПСС.

При определении положения оси складывания крыла ЛАК наиболее существенными являются следующие характеристики авианосцев: размеры подпалубных ангаров, размеры лифтов, высота и ширина ворот ангара. Однако, проектировать палубный самолёт исходя только из ограничений, накладываемых условиями базирования, не всегда эффективно.

Существующие весовые формулы не подходят для определения массы крыла палубных самолетов. Масса трансформируемого крыла отличается от массы крыла без складывания на величину  $\Delta m_c$  - прирост массы конструкции крыла при трансформации.

По конструкции стыки складывания делятся на точечные (в лонжеронном крыле) и контурные (в крыле кессонной и моноблочной КСС). Без предварительных расчётов нельзя сказать, какая конструкция будет легче, т.к. масса стыка трансформации зависит от многих параметров.

Масса трансформируемого крыла зависит от положения оси складывания, КСС регулярной зоны крыла, конструктивно-технологического исполнения стыка складывания.

Стык складывания крыла содержит две торцевые нервюры, проушины складывания и фиксации, механизмы складывания и штыревания, датчики положения консолей.

Чем ближе ось складывания крыла к борту фюзеляжа, тем больше прибавка массы конструкции на трансформацию. С уменьшением доли изгибающего момента, воспринимаемого панелями, масса стыка складывания растёт.

Прирост массы конструкции крыла при складывании влияет на ЛТХ и ВПХ самолёта в незначительной степени.

К способам уменьшения прироста массы на складывания можно отнести: совмещение стыка складывания крыла с бортовым стыком

крыла и фюзеляжа; размещение механизмов трансформации вне самолёта; применение перспективных материалов.



ГСКБ «АЛМАЗ-АНТЕЙ»  
ИМ. АКАДЕМИКА А.А. РАСПЛЕТИНА

Открытое акционерное общество  
«Главное системное конструкторское  
бюро Концерна ПВО «Алмаз-Антей»  
имени академика А.А. Расплетина»  
(ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей») является  
ведущей отечественной организацией –  
разработчиком вооружения  
противовоздушной и противоракетной  
обороны (воздушно-космической  
обороны) наземного, морского  
и воздушного базирования.

Все образцы вооружения, созданные  
ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», всегда  
составляли основу оборонительного  
оружия вначале СССР, а ныне России.



### **3. РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ**

#### **Implementation and testing of embedded magnetometer calibration mechanism for low cost nanosatellites' navigation system**

Martins-Filho L.S., Amorim J.  
UFABC, Santo André/SP, Brazil

Considering a low orbit satellite navigation system, the spacecraft attitude may be determined from different approaches considering static or dynamic estimation using, for instance, gyroscopic sensors, three-axis magnetometers and Sun sensor measurements. The spacecraft position must also be known in order to provide the direction vectors mathematical models. In the specific case of magnetic field vector, the measurements are severely disturbed by bias and stochastic errors. These errors are caused, for instance, by magnetic fields resulting from ferrous material and electronic devices inside the satellite, and they can be more significant than Earth's magnetic field. The precision of this sensor must be enhanced to make useful its measurements, and it can be done by using calibration methods which estimate the systematic error (bias) vector components. The bias is modeled as an additive magnetic field which overlaps and distorts the actual terrestrial magnetic field. The present work aims the studying, the implementation and the testing of computational algorithms for the calibration of a low cost solid state magnetometer, considering the context of a navigation system of low cost satellites, including CubeSats and Nanosatellites.

The algorithms considered here are the 3D geometric method and the TWOSTEP method. The geometric method consists of a quite simple adjustment of a measurements set of magnetic field obtained rotating the sensor in all directions, in order to fit the measurement points in a sphere surface. Applying adjustment equations in 3 orthogonal plans, the method provides the systematic errors assumed as the estimation of the magnetometer bias. The TWOSTEP algorithm uses a large number of magnetic field measurements in two basic steps of calculation, aiming the optimization of a negative-log-likelihood function, that is quartic in bias. The first one consists of a centering operation of measurements based on weighted averages to reduce the order of the function and to obtain a first estimation. And the second step consist of the computation of correction for bias estimation improvement. The second step is necessary only when a precision criterion is not satisfied.

The experimental setup is based in a CubeSat satellite mockup equipped with low cost devices: a magnetometer MHC5843 (Honeywell), and a processor AVR Atmega2560 (Atmel). The mockup structure includes a rotation mechanism in each one of the satellite main axis to produce one axis movements.

The experimental results analysis points to a hybrid solution, including preflight ground calibration procedure based on the geometric method, and flight calibration procedures using TWOSTEP taking advantage of initial unstable phases of attitude movement, since large variations in the measurements of magnetic field bias favoring computation. The upcoming developments of the work include integration of the calibration mechanism with the attitude determination systems.

**On the experience of developing an educational software system for  
finite-element analysis**

Stolyarchuk V.A.<sup>1</sup>, Jakob Schepper<sup>2</sup>, Antje Lehmann<sup>3</sup>

<sup>1</sup>MAI, Moscow; <sup>2</sup>RWTH, Aachen; <sup>3</sup>TU, Berlin

The internship of foreign students at the department 609 of Aerospace of MAI university in Moscow included the study of the educational software Sigma, which has been developed by the students of the Department of Applied Informatics.

The Sigma software system belongs to a class of CAE systems and is built similarly to the widely used software packages Nastran and AnSys. Sigma is an open source system. It is designed to help students to understand the process of developing such CAE systems, to learn how they work and how to use them. Very detailed manual with many instructions for all its functions comes with the program. Hence, as experience has shown, the language barrier for foreign students which might result from the russian GUI, affects only the first stage of working.

One aim of the development of the system was to model the problem of determining the stress-strain state of a planar structure. This problem can be solved for grids of different mesh sizes. In addition to the calculations, Sigma contains functions to determine and draw a graph which shows the convergence of the results.

Working with Sigma contributed largely to the understanding of opportunities and constraints of solving engineering problems by approximation methods on mathematical models. Furthermore, the knowledge of a foreign language was broadened and a report of tasks written.

The experience of working on an open source system has been extremely positive in terms of understanding the finite element method and the principles of a CAE system based on this method.

## **Экспериментальное исследование процесса регенерации воды из урины в конструкторско-технологическом макете системы СРВ-УМ**

Бобе Л.С., Раков В.В., Аракчеев Д.В.

НИИхиммаш, г. Москва

В системе регенерации воды из мочи (урины) СРВ-УМ, предназначенной для установки в новом российском модуле МКС, извлечение воды из урины осуществляется методом вакуумной дистилляции с рекуперацией тепловой энергии. Процесс реализуется в центробежном многоступенчатом вакуумном дистилляторе (ЦМВД) с дополнительной рекуперацией тепловой энергии в термоэлектрическом тепловом насосе (ТТН). Образующийся дистиллят очищается от примесей сорбционно-каталитическим методом. В настоящее время проводится экспериментальная отработка процесса дистилляции в конструкторско-технологическом макете системы. В докладе обсуждены химико-технологические и теплофизические аспекты результатов испытаний.

Показано, что при работе на консервированной урине с коэффициентом извлечения воды до 90% дистиллят содержит незначительное количество примесей, очистка от которых не вызывает проблем. Подтверждено практическое отсутствие капельного уноса испаряемой урины с парами воды и её попадания в конденсат. Технологическая схема системы и схема отвода остатка после каждого цикла дистилляции обеспечивают получение заданного коэффициента извлечения воды, основанного на соотношениях объёма испаряемой и вытесняемой жидкости. Проверена возможность контроля концентрации солей в упариваемом растворе урины по электропроводности жидкости. Отработан алгоритм вакуумирования и показана необходимость глубокой откачки подсистемы дистилляции перед началом работы.

Реальные затраты энергии на процесс дистилляции при работе ЦМВД с ТТН составляют 350 Вт (250 Вт ТТН и 100 Вт двигатель ЦМВД), средняя производительность по дистилляту – 2,7 л/ч, т.е. удельные затраты энергии на дистилляцию составляют 130 Втч/л  $H_2O$ . С учётом затрат энергии на начальное вакуумирование и на систему управления удельные затраты энергии на дистилляцию составляют 145 Втч/л  $H_2O$ . Удельные затраты энергии на собственно дистилляцию (без учёта двигателя) составляют 96 Втч/л  $H_2O$ , что в 7 раз меньше, чем термодинамическое значение теплоты испарения/конденсации (675 Втч/л  $H_2O$ ). При проведении процесса дистилляции с использованием вместо ТТН электрического нагревателя мощностью 360 Вт средняя производительность по дистилляту составила 1,55 л/ч; удельные затраты энергии 300 Втч/л  $H_2O$  (с учётом двигателя) и 230 Втч/л  $H_2O$  (без учёта двигателя).



В докладе обсуждены факторы, влияющие на производительность системы по дистилляту и термодинамическую эффективность процесса.

**О регуляризации некорректных задач определения параметров движения космических аппаратов по измерениям текущих навигационных параметров**

Байрамов К.Р., Байрамов Р.К.

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Москва

Рассмотрены вопросы разработки моделей технологического цикла оперативного навигационно-баллистического обеспечения (НБО) управления космическими аппаратами (КА) в условиях реализации нестандартных процедур радиоконтроля орбиты, определения параметров движения КА по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) в нештатных ситуациях, на основе использования математического аппарата решения некорректно поставленных обратных измерительных задач. Разработаны методики и алгоритмы определения параметров движения космического аппарата (КА) по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП), позволяющие использовать эффективные алгоритмы на основе априорной информации, содержащейся в различных источниках, в том числе и в эксплуатационно-технической документации. Применяются различные модификации метода сопряженных градиентов, строятся операторы на основе использования жестких оценок. Разработанный методический подход базируется на использовании рациональных алгоритмических и методических решений организации вычислений опорного вектора с учетом ограничений и вычисления параметра регуляризации  $\alpha$  в зависимости от величины невязки.

Основной причиной некорректной постановки задачи определения вектора состояния (ВС) КА в условиях выборки ИТНП ограниченного объема является недостаточный объем измерительной информации для уточнения всех оцениваемых компонент. При этом для получения решения, удовлетворяющего требованиям по точности и надежности используются подходы, в основе которых лежит идея использования тех или иных априорных сведений о движении КА, что приводит к отказу от несмещенности оценки и переходу к методам смещенного оценивания.

Предложено использование теории квазирешений на компакте для получения смещенных оценок по выборке ИТНП в соответствии с характером априорных данных о ВС КА. Регуляризованная оценка ВС находится в результате минимизации сглаживающего функционала, что требует наличия информации об априорном значении вектора поправок или методического аппарата для его получения. В этом случае регуляризованная оценка вектора поправок к уточняемому ВС

находится в результате минимизации на каждой итерации функционала. Оценки, получаемые с использованием указанного функционала относятся к классу смещенных редуцированных, сжатых оценок, обладающих рядом оптимальных свойств.

Результаты моделирования с использованием реальных ИТНП показывают эффективность применения предложенного подхода в практике оперативного НБО управления КА.

### **Исследование пластических деформаций подкрепляющих ребер жесткости топливного бака**

Кубриков М.В., Бакулин Я.Ю.

СибГАУ, г. Красноярск

Разработка методики проектирования топливных баков увеличенного объема с цилиндрическими участками образующей для двигательных установок космических аппаратов и разгонных блоков ракет-носителей является актуальной задачей современного ракетно-космического двигателестроения.

Основная проблема состоит в том, что в результате процесса выворачивания после прохождения зоны перекатывания в материале действуют остаточные упругие напряжения, и при выворачивании бака возможна потеря устойчивости.

В результате исследований получено, что физическая модель выворачивания диафрагмы-разделителя с цилиндрическим участком будет отличаться от выворачивания диафрагмы-разделителя типа сфера. Поэтому необходимо использовать измененную физическую модель для диафрагмы-разделителя с цилиндрическим или коническим участком с применением подкрепляющих ребер жесткости.

Одной из важных проблем при проектировании подкрепленных оболочек являются геометрия и схема расположения ребер жесткости по поверхности оболочки.

Для более детального рассмотрения вопроса были изучены характеристики материала АД-1, из которого изготавливаются металлические разделители топливных баков. Дальнейшее испытание материала АД-1 на сопротивление усталости позволит сделать вывод о его прочностных характеристиках и устойчивости.

Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния оболочек сопряжено с большими трудностями, поскольку уравнения, описывающие геометрические и силовые факторы воздействий имеют достаточно высокий общий порядок. С усложнением схемы нагружения оболочек и появлением неоднородностей, связанными с усилением ребрами жесткости трудности расчета резко возрастают. Все отмеченные и другие сложности в большинстве случаев

исключают возможность аналитического расчета тонких оболочек. В этом случае на первый план выходят численные методы.

По результатам ранее проведенных экспериментов определены причины и характер потери устойчивости удлинённых диафрагм-разделителей, а также исследовано влияние различных видов подкрепления цилиндрических участков разделителя на процесс выворачивания. Результаты данной работы позволяют проектировать высокоэффективные и надёжные удлинённые топливные баки космических аппаратов.

### **Применение поликристаллического алмаза для изготовления чувствительных элементов датчиков давлений для контроля параметров авиационных двигателей**

Баринов И.Н., Волков В.С.

НИИФИ, г. Пенза

Современной тенденцией в микросистемотехнике является применение в изделиях приборостроения новых материалов, одними которых являются поликристаллические алмазные пленки (ПАП), для разработки высокотемпературных полупроводниковых датчиков давлений (ВПДД). Из всех широкозонных полупроводников алмаз имеет наилучшее для твердотельных приборов сочетание основных электрофизических параметров.

Применение алмаза в МЭМС до последнего времени сдерживалось отсутствием надежного источника материала требуемого качества. Новые перспективы применения алмаза появились в результате разработки технологии его синтеза при низких давлениях (CVD-метод), что позволяет получать достаточно чистые ПАП и пластины диаметром более 100 мм и толщиной от единиц микрометров до 1–3 мм.

Важнейшими достоинствами газофазного полиалмаза являются высокая воспроизводимость физических параметров, возможность выращивания пленок (изделий) заданной формы на профилированных подложках из различных материалов. Для придания ПАП электропроводности алмаз легируют в процессе роста акцепторной примесью – бором, получая материал *p*-типа. Эмпирическим путем было установлено, что содержание бора в растущей пленке приблизительно пропорционально его содержанию в газовой фазе.

В процессе выполнения НИОКР в ОАО «НИИФИ» были получены следующие результаты при исследовании возможности использования поликристаллического алмаза для создания ЧЭ датчиков:

- отработана методика роста ПАП толщиной 5-12 мкм методом CVD, изготовлены образцы пленок на кремниевых и металлических

подложках, исследована кристаллическая структура и морфология пленок;

- исследованы адгезионные свойства ПАП с полированными подложками металла (сплав 36НХТЮ) и кремния в диапазоне от минус 196 до 700 °С в бескислородной среде;

- исследованы вольт-амперные характеристики ПАП при приложенном напряжении до 300 В;

- отработана методика изготовления пленочных металлических контактов к легированным (проводящим) ПАП, работоспособных в диапазоне температур от минус 196 до 700 °С в бескислородной среде.

Полученные результаты позволяют использовать поликристаллический алмаз для изготовления чувствительных элементов ВПДД, работающих в жестких условиях эксплуатации.

**Научно-методический аппарат обоснования выбора состава и параметров автоматической трансмиссии подвижного агрегата ракетно-космического комплекса с применением магнитожидкостного гидротрансформатора**

Барышов Д.П., Мазлумян Г.С., Сова А.Н., Степанишин К.А.  
МАДИ, г. Москва

Перспективным направлением совершенствования подвижных агрегатов ракетно-космических комплексов является повышение их подвижности, проходимости, тягово-динамических характеристик и надежности функционирования на основе применения магнитожидкостных технических средств. Научно-методический аппарат анализа и синтеза магнитожидкостных технических средств подвижных агрегатов ракетно-космических комплексов в настоящее время развит недостаточно полно, что является одним из сдерживающих факторов создания ракетно-космических комплексов улучшенными функциональными возможностями.

С целью совершенствования научно-методического аппарата были получены следующие научные результаты:

1. Анализ современного состояния и обоснование перспективных направлений развития методов анализа и синтеза моторно-трансмиссионных установок подвижных агрегатов ракетно-космических комплексов с применением магнитожидкостных технических средств.

2. Разработка новых математических и физических моделей магнитожидкостных технических средств для моторно-трансмиссионных установок подвижных агрегатов ракетно-космических комплексов.

3. Проведение теоретических и экспериментальных исследований по созданию магнитожидкостных технических средств для моторно-

трансмиссионных установок подвижных агрегатов ракетно-космических комплексов.

4. Технико-экономическая оценка эффективности применения усовершенствованных методов анализа и синтеза магнитожидкостных технических средств моторно-трансмиссионных установок подвижных агрегатов ракетно-космических комплексов.

5. Обоснование и разработка рекомендаций по использованию усовершенствованных методов анализа и синтеза магнитожидкостных технических средств при создании моторно-трансмиссионных установок подвижных агрегатов ракетно-космических комплексов.

Научная новизна результатов исследований состоит в обосновании и разработке новых принципов создания, а также методов анализа и синтеза магнитожидкостных технических средств моторно-трансмиссионных установок для специальных колесных шасси.

Реализация полученных результатов позволяет значительно улучшить технические и эксплуатационные характеристики подвижных агрегатов с применением автоматических трансмиссий на базе магнитожидкостных гидротрансформаторов, а также расширить их функциональные возможности.

### **Цель и постановки Задачи расчетно-экспериментального метода подтверждения прочности крепления навесного оборудования для модулей космических станций**

Бахтин А.Г., Бегишева Л.Р.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

Одним из основных критериев качества изделий ракетно-космической техники является надежность при минимально возможных запасах прочности. Вследствие этого завершающим этапом разработки конструкций является проведение испытаний, в том числе, динамических испытаний полномасштабных стендовых изделий, основная цель которых подтверждение прочности крепления навесного оборудования. Динамические испытания таких сложных объектов, как модули космических станций являются трудоемким и дорогостоящим мероприятием. Поэтому разработка мероприятий, приводящих к сокращению или исключению таких испытаний, представляет собой актуальную задачу. Целью работы является подтверждение прочности крепления навесного оборудования одними расчетами.

Предлагается подход, основанный на избыточности прочности элементов крепления навесного оборудования в силу конструктивно-технологических ограничений. В этом случае расчетами можно показать наличие достаточно больших запасов прочности, при которых, согласно

нормативной документации ракетно-космической техники, не требуется проведения испытаний полномасштабных стеновых изделий.

Основными положениями метода являются:

создание подробных конечно-элементных моделей навесного оборудования с элементами крепления;

проведение локальных частотных испытаний и определение фактических собственных частот и форм колебаний конструкций креплений навесного оборудования на летном изделии;

модификация математических моделей по результатам локальных частотных испытаний с целью приближения их к данным реальных конструкций;

выполнение расчетов для подтверждения прочности при различных видах нагрузок и определение наиболее критичных видов нагрузок с точки зрения прочности в зависимости от конструктивных характеристик оборудования;

классификация элементов креплений навесного оборудования по конструктивным, массовым и частотным характеристикам для анализа напряженно-деформированного состояния.

В докладе представлен пример расчетно-экспериментального подтверждения прочности крепления агрегата многофункционального лабораторного модуля для МКС.

### **Модели обучения для подготовки гражданских специалистов в области эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ)**

Большакова Т.А., Палешкин А.В., Гусев Е.В., Пичужкин П.В.

МАИ, г. Москва

В настоящее время создание имитационно-моделирующих комплексов для обеспечения эксплуатации и управления ракетно-космическими системами требует разработки программно-методических комплексов на основе современных информационных технологий, включающих средства отображения процессов функционирования, эксплуатации и управления этими системами, а также создания научно обоснованных методов эксплуатационной подготовки и переподготовки специалистов ракетно-космической промышленности по эксплуатации и управлению ракетно-космическими системами.

Построение имитационно-моделирующего комплекса подготовки и переподготовки специалистов по эксплуатации и управлению ракетно-космическими системами предполагает создание математических моделей обучения. Цель разработки математических моделей обучения (ММО) состоит в получении зависимостей, позволяющих формально описать изменение в процессе обучения показателей безошибочности и оперативности принятия решения обслуживающим персоналом (далее

оператором) при устранении нештатных ситуаций (НшС) различных классов. ММО в совокупности с разработанной комплексной моделью технологических операций (ТхОп) позволяет в итоге провести анализ влияния на эффективность ТхОп не только показателей обученности оператора, но и параметров организации, в частности, плана процесса обучения (ПО). Решение задач подготовки высококвалифицированных специалистов необходимого профиля в вузе непосредственно связано с состоянием учебно-материальной базы (УМБ), основу которой составляет программно-методический комплекс для отображения процессов функционирования, эксплуатации и управления ракетно-космическими системами. Нынешнее состояние программно-методического комплекса не в полной мере способствует пополнению эксплуатационных подразделений специалистами, полностью готовыми к исполнению своих обязанностей и требует дополнительной специальной подготовки по вопросам эксплуатации современных образцов техники непосредственно в эксплуатационных подразделениях космодромов и предприятиях космической промышленности.

### **Моделирование электрических пробоев диэлектрических покрытий поверхности космического аппарата**

Борисов Б.С., Гаркуша В.И., Корсун А.Г., Русаков А.В., Сизов А.А.,  
Твердохлебова Е.М., Хомин Т.М.  
ЦНИИмаш, г. Королёв

Солнечная батарея (СБ) Международной космической станции (МКС) генерирует напряжение  $\varphi_0 = 160$  В. Корпус МКС закорочен на отрицательный полюс СБ. Между СБ и корпусом через их плазменное окружение течёт ток, т.е. возникает электрический разряд. Все проводящие участки корпуса и скафандров космонавтов (СК) являются катодом разряда. Разность потенциалов между корпусом и окружающей плазмой (ОП) – это катодное падение разряда  $\varphi_c$ . Оно изменяется вдоль орбиты в широких пределах, т.к. зависит от параметров плазмы и геомагнитного поля. Для минимизации  $\varphi_c$  на американском сегменте (АС) установлены два катода компенсатора (PCU), обеспечивающих  $\varphi_c < 10$  В.

На большей части поверхности МКС имеются тонкие теплорегулирующие диэлектрические покрытия. Под действием разности потенциалов  $\varphi_c$  на этих покрытиях возникают поверхностные заряды. Эти участки корпуса являются плазменными конденсаторами (ПК), в которых запасается значительный заряд и энергия. Наибольшую ёмкость имеет АС, на котором покрытие (анодирование) имеет толщину  $\delta = 1,2$  мкм. Пробойное напряжение покрытия АС  $\varphi_b < 60$  В. Приблизительно такое же  $\varphi_b$  имеют участки поверхности американских

СК и плёнки конденсата толщиной  $\delta \sim 1$  мкм, образующиеся на российских сегментах (РС) при работе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Если РСУ выключены, то возникают катодные падения, которые превосходят пробойные напряжения покрытий МКС и СК ( $\varphi_c > \varphi_b$ ). Пробои могут возникать и при ударах микрометеоритов. При пробоях ПК развиваются мощные импульсные разряды, которые вызывают опасные воздействия на системы СК и МКС.

Важной особенностью пробоя ПК является образование и разлёт плотного облака ионов из его плазменной обкладки.

Для прогноза характеристик помеховых и повреждающих воздействий пробоя на системы МКС и СК необходимо знание их характеристик. Они исследовались в модельных стендовых экспериментах. В качестве моделей поверхностей использовались анодированные пластины. Толщина анодирования выбиралась такой, чтобы напряжение пробоя было  $\varphi_b \sim 60 \div 80$  В. Окружение ПК моделировалось струёй плазмы  $\text{Xe}^+$ , создаваемой электроразрядным генератором типа РСУ. Между анодом ЭПГ и анодированной пластиной создавалась регулируемая разность потенциалов  $\varphi_c \sim 40 \div 200$  В от внешнего источника.

Параметры разлетающейся плазменной струи измерялись плоскими зондами. Исследовались спектральные характеристики радиоизлучения пробойных токов в стендовых условиях.

### **Применение инфракрасных нагревателей в тепловакуумных испытаниях**

Бурдо В.В., Палешкин А.В., Гусев Е.В., Пичужкин П.В.  
МАИ, г. Москва

Одним из неперемных условий надежного функционирования космического аппарата (КА) является обеспечение необходимого теплового режима всех его элементов, функционирующих, как правило, в условиях, неблагоприятных для реализации эксплуатационных характеристик. Поэтому важнейшим видом деятельности при разработке космической техники является тепловое проектирование, заключающееся в решении тепловых аспектов задачи создания космического аппарата при увязке этих решений с задачами общего проектирования.

Однако, несмотря на явное упрощение, вызванное отдельным моделированием внешних факторов космической среды по группам, задача высокоточного моделирования условий внешнего теплообмена КА в наземных экспериментальных установках для некоторых типов аппаратов, особенно околопланетных, является очень сложной и до сих пор ее нельзя считать решенной в той степени, которая, безусловно,



устраивала бы разработчиков космической техники, хотя нельзя сказать, что этой задаче уделялось недостаточно внимания. Работы по созданию средств моделирования космических условий полета начались одновременно с развитием космической техники.

Тем не менее, если проанализировать историю наземной тепловакуумной отработки отечественной космической техники, акцентируя внимание в первую очередь на методический ее аспект, то можно сделать вывод, что во многих случаях тепловакуумная отработка проводилась далеко не рационально с точки зрения материальных затрат. Наблюдалось подчас нецелесообразное, а главное, нерационально продолжительное использование дорогостоящих экспериментальных установок, тогда как не менее эффективную наземную отработку можно было провести при значительно меньших материальных затратах, сконцентрировав внимание на создание качественного методического и программного обеспечения проведения экспериментальных исследований, задействовав в необходимой мере имеющуюся у разработчиков космической техники собственную экспериментальную базу, возможно доработав ее в пределах целесообразной возможности и повысив требования к уровню разработок методического обеспечения экспериментальных исследований.

В основном трудности, обусловлены сложной конфигурацией наружных поверхностей и внешним тепловым взаимным влиянием отдельных частей КА. Они могут быть преодолены в случае успешного решения трёх задач, одна из которых заключается в достаточно корректном расчёте внешнего теплообмена КА в условиях его штатной эксплуатации, другие – в расчёте лучистого теплообмена между теми частями КА, экспериментальное исследование которых предстоит осуществлять отдельно, а третья – в достаточно точном воспроизведении расчётных локальных внешних тепловых нагрузках с помощью имеющихся в распоряжении экспериментаторов средств имитации внешних тепловых потоков, например, системы установленных вокруг рабочей зоны экспериментальной установки условно линейчатых или точечных источников лучистых потоков или системы каких-либо излучающих панелей, сетчатых нагревателей.

### **Эволюция и перспективы развития технологии 3D печати**

Бурняшев С.А.  
МАИ, г. Москва

В докладе рассматривается эволюция технологии 3D печати, начиная с технологии «стереолитографии» (Чарльза (Чак) В. Хулла, 1986 год), которая получила дальнейшее развитие в работах профессоров

Массачусетского технологического института Микаеля Кима, Эмануэля Сакса и Даниэля Форт Флоувера (1993 год). Современное состояние технологии 3D печати определяется методом, разработанным компанией EADS (2005).

Показывается, что, начиная с 2005 года, технология 3D печати непрерывно развивается, пополняя список используемых материалов, и используется для изготовления постоянно расширяющегося спектра деталей, начиная «вытеснять» традиционные методы их изготовления. Если в 1986 году создание деталей было возможным только из материалов, затвердевающих при облучении их ультрафиолетом, то уже в 1993 году спектр применяемых материалов пополнился некоторыми видами пластмасс, металлов и керамики. А в 2005 году стало возможным изготовление деталей практически из всех металлов, включая титан, их сплавов, например, нержавеющей сталь, всех видов АВС пластиков, керамики, композитов и др.

Появление новой технологии изготовления изделий машиностроения, делает актуальным разработку методики определения рациональных границ применения этой технологии. В докладе приводятся начальные результаты исследований автора в этой области. В частности, приводятся модельные результаты сопоставления технологий изготовления машиностроительных деталей с использованием традиционного оборудования (токарно-винторезного станка повышенной точности и станка с числовым программным управлением) и технологии 3D печати.

В качестве параметров, определяющих области рационального использования названных технологий, использовались:

- Точность обработки;
- Размеры детали (требуемый рабочий объем 3D принтера);
- Длительность изготовления детали.

**Научно-методический аппарат оценки технического состояния и эффективности применения систем обеспечения температурно-влажностного режима сооружений наземных комплексов при продлении сроков их эксплуатации**

Варочко М.А., Ерусланкин С.А., Сова А.Н.

МАДИ, г. Москва

В современных условиях актуальным является продление сроков эксплуатации систем обеспечения температурно-влажностного режима сооружений наземных комплексов.

При этом повышается значимость разрешения противоречия между необходимостью обоснованного продления сроков эксплуатации систем обеспечения температурно-влажностного режима сооружений наземных

комплексов с учетом их технического состояния и эффективности применения и отсутствием научно обоснованного и разработанного научно-методического аппарата оценки технического состояния и эффективности применения систем обеспечения температурно-влажностного режима сооружений наземных комплексов при продлении сроков эксплуатации.

С целью разрешения указанного противоречия были получены следующие научные результаты:

1) методика оценки технического состояния и эффективности применения технического состояния и эффективности применения системы обеспечения температурно-влажностного режима сооружений наземных комплексов при продлении сроков эксплуатации;

2) научно-методический аппарат обоснования и выбора способов и средств расширения функциональных возможностей и улучшения технических и эксплуатационных характеристик систем обеспечения ТВР сооружений наземных комплексов с учетом возможного продления сроков их эксплуатации;

3) научно-методический аппарат обоснования и выбора исполнительных элементов для тепло-влажностной обработки воздуха в перспективных системах обеспечения ТВР сооружений наземных комплексов с учетом возможного продления сроков их эксплуатации;

4) практические предложения по применению новых научных результатов при создании новых и модернизации существующих систем обеспечения ТВР сооружений наземных комплексов.

Реализация полученных результатов позволяет сократить расходы при продлении сроков эксплуатации систем обеспечения температурно-влажностного режима сооружений наземных комплексов с учетом особенностей их совместного функционирования в составе наземных комплексов в послегарантийном периоде и признаков предельно допустимых состояний их критичных элементов.

### **Оптимальное типажирование системы летательных аппаратов методом статистического синтеза**

Балык В.М., Веденков К.В., Кулакова Р.Д.  
МАИ, г. Москва

Рассматривается внешнее множество целевых задач, состоящих в доставке заданного спектра полезных нагрузок на заданную дальность, с заданным числом пусков каждой полезной нагрузки. Ставится задача построение системы беспилотных летательных аппаратов (БЛА) минимальной стоимости. В известных методах построения системы БЛА, предполагаются заданными варианты типажирования из которых выбирается оптимальная система, что весьма ограничивает поиск

оптимального варианта. В работе рассматривается метод статистического синтеза, позволяющий автоматически выбирать комплектацию вариантов системы ЛА. Исходной информацией для данного метода является статистическая выборка, связывающая стоимость отдельного варианта системы БЛА с соответствующим ему вектором проектных параметров. По полученным статистическим выборкам в классе степенных полиномов, для каждой полезной нагрузки строятся зависимости, связывающие стоимости отдельных вариантов системы с проектными параметрами, и по данным зависимостям определяется минимум стоимости вывода каждой отдельной полезной нагрузки.

В работе вводится понятие расстояния в пространстве проектных параметров, которое позволяет заменить группу БЛА одним БЛА по степени совпадения их проектных параметров. Для этого строится статистическая выборка, связывающая суммарную стоимость системы с соответствующим расстоянием между проектными параметрами, по которой определяется оптимальное расстояние в пространстве проектных параметров.

С применением данного метода, была решена модельная задача выбора оптимальной системы БЛА, доставляющая 8 вариантов полезной нагрузки на заданную дальность. В результате была получена система БЛА, в которой первым типом БЛА доставляются нагрузки: 150 кг., 250 кг., вторым типом БЛА доставляются нагрузки: 200 кг., 300 кг., 350 кг., третьим типом доставляются нагрузки: 400 кг., 450 кг., 500 кг. При этом минимальная стоимость системы составила 26140000 у.е., с относительным расстоянием в пространстве проектных параметров равным 0.25.

На основе разработанного метода статистического синтеза системы ЛА оптимального типажа был разработан программно-методический комплекс, который может быть использован не только при разработке систем БЛА оптимального типажа, но и при построении систем ЛА других классов.

### **Устройство отделения для негерметичных платформ космических аппаратов на базе изогридных конструкций**

Вехов А.С.

ИСС, г. Железногорск

С использованием платформ с силовой конструкцией корпуса (СКК) из изогридной углепластиковой структуры возникла потребность в применении новых конструктивных решений в разработке устройства отделения (УО).

В ОАО «ИСС» в качестве таких платформ используются платформы серии «Экспресс», которые отличаются по своей массе и по электрической мощности, выделяемой для модуля полезной нагрузки.

Закрепление космического аппарата (КА) на разгонном блоке на период их совместной эксплуатации осуществляет УО.

Была поставлена техническая задача, использовать естественные окна конструкции с минимальным конструктивным изменением шпангоутов для установки замков. В процессе проработки были проведены анализы конструкции по оптимальной массе УО с учетом массы и жесткости соединяемых шпангоутов. При этом учитывалась надежность УО при худших условиях эксплуатации (запас по движущему моменту, экстремальных температур, дублирование).

В результате разработано УО, сжимающее шпангоуты адаптера и СКК в 12-ти равномерно расположенных по окружности точках.

Параметры и характеристики УО:

- эквивалентная сила по функциональному стыку космического аппарата – переходной системы составляет до 871320 Н.;
- линейная скорость разделения составляет не менее 1 м/с;
- угловая скорость не более 5°/с;
- масса 13 кг.

Компоновка УО исключает дополнительные проставки и стыковки.

При необходимости могут быть разработаны подобные УО на другие диаметры и на различное количество точек крепления.

На данный момент конструкция УО успешно применена на КА «Амос-5», «Telkom-3» и используется на КА «Я300К», «Луч-5Б», «Экспресс-АМ5», «Экспресс-АМ6», «Ямал-401» и др. в различных стадиях разработки.

### **Зубец Прокофий Филиппович.**

**Главный конструктор разгонных РДТТ стратегических противоракет (к 40-летию Договора по ПРО между СССР и США)**

Гальперин Д.М.

КНИТУ–КАИ, г. Казань

Казанский авиационный комплекс СССР оказал разностороннее решающее влияние на развитие отечественного авиационно-космического комплекса. В Казани, в непростых условиях, творчески трудились основатели ракетно-космических достижений СССР Сергей Павлович Королев и Валентин Павлович Глушко. В плеяду выдающихся специалистов авиационно-космического комплекса, работавших в Казани, входит один из ведущих создателей отечественной стратегической ракетно-космической обороны Прокофий Филиппович Зубец.

Зубец родился 21 июля 1915 года в семье железнодорожника на станции Ромодан Полтавской губернии. По окончании МАИ (1939 г.) - конструктор в МАИ. В 1941-1943 ведущий конструктор на авиазаводах Москвы и г. Куйбышева. В 1943 – 1953 ведущий конструктор, зам. главного конструктора в возглавлявшемся А.М. Микулиным ОКБ моторостроительного завода № 300 (Москва). Занимался улучшением характеристик и живучести двигателя штурмовиков С.В. Ильюшина (Ил-2, Ил-10). Конструкторский талант Зубца, в особенности, проявился при создании турбореактивных двигателей, востребованных дальней бомбардировочной и пассажирской авиацией. Он предложил компоновку самого мощного в мире, в начале 1950-х, ТРД АМ-3. В ОКБ-16 (г. Казань), которое возглавил Зубец, был разработан ТРД РД-3М-500. Эти ТРД устанавливались на стратегические бомбардировщики В.М. Мясищева (М-4, ЗМС), дальние бомбардировщики и ракетосы А.Н. Туполева (Ту-16), реактивные лайнеры Ту-104. ОКБ-16 победило в конкурсе на очередной, наиболее мощный в мире, ТРД для сверхзвуковых стратегического бомбардировщика М-52 и пассажирского самолета М-53 Мясищева. Однако в 1959 году ОКБ-16 было переориентировано на создание разгонных двигателей для стратегических противоракет. Коллектив ОКБ-16 успешно решил эту задачу. Была разработана твердотопливная двигательная установка, принятая в эксплуатацию в составе противоракеты заатмосферного перехвата, созданной в ОКБ-2, возглавлявшемся Петром Дмитриевичем Грушиным. Договор между СССР и США был подкреплён этой разработкой. Затем были созданы и защищены испытаниями моноблочные РДТТ для двух, вновь разработанных, противоракет ОКБ-2. Под руководством Зубца был разработан уникальный РДТТ ракеты атмосферного перехвата, созданной в КБ, возглавлявшемся Львом Вениаминовичем Люльевым.

Лауреат Ленинской и Государственной премий СССР, заслуженный деятель РСФСР и ТАССР, профессор П.Ф. Зубец скончался 8 января 1996 года в Москве.

### **Модернизация канонической модели движения неуправляемой ракеты с целью повышения точности применения**

Гультияев Н.Н., Вытришко Ф.М.

Войсковая часть 62632, г. Липецк

ВУНЦ ВВС, г. Воронеж

В статье рассматривается один из путей повышения точностных характеристик неуправляемых ракет (НУР). Рассматриваются причины появления начального угла нутации, его влияние на характеристики рассеяния НУР и предлагается использовать в бортовом баллистическом

алгоритме поправки, учитывающие начальные условия пуска для снижения ошибок расчета траектории полета НУР.

## **Инновационные технологии для ракет-носителей сверхлегкого класса нового поколения**

Давыдов П.А.

ЦНИИмаш, г. Королёв

В связи с развитием современной науки и техники ожидается рост числа запусков в обеспечение развертывания орбитальных группировок фемто, пико, нано, микро, мини и малых космических аппаратов (КА).

Для выведения таких КА требуется создание перспективной отечественной ракеты-носителя сверхлёгкого класса (РН СЛК), имеющей возможность обеспечения индивидуального, не зависящего от других полезных нагрузок, выведения на заданные орбиты с минимальными ограничениями на окна запуска и обладающую конкурентным преимуществом по оперативности и стоимости пуска.

Эксплуатируемые отечественные конверсионные РН ЛК «Рокот» и «Днепр» в настоящее время и на ближайшую перспективу имеют конкурентное преимущество по удельной стоимости выведения полезного груза перед зарубежными аналогами, но срок их эксплуатации возможен только до 2018 года, и с их уходом дешевых конкурентоспособных отечественных РН не останется.

Мировой опыт указывает на целесообразность ориентации на ЖРД, в том числе упрощённых схем (без дожигания генераторного газа, безгазогенераторная схема) и с умеренным уровнем параметров. При этом предполагается применение принципиально новых конструктивных материалов, технологий, систем управления, конструктивных схем основных агрегатов. Так, в США отработка таких решений проводилась на летном демонстраторе минимальной размерности «Falcon-1», далее этот опыт использовался при разработке РН более тяжелых классов семейства «Falcon». Так же, в рамках семейства «Falcon», рассматривается возможность использования многоразовой первой ступени с вертикальной посадкой.

Исходя из анализа мировых тенденций, новая отечественная РН СЛК должна создаваться на основе инновационных технологий, которые позволят получить не только высокие показатели конструктивного совершенства, но и снизить трудоемкость их изготовления и, как следствие, стоимость её пуска.

Ключевым элементом является создание РН СЛК нового поколения, являющуюся летным демонстратором новых типов ЖРД с высоким уровнем надежности, безопасности (безаварийности), обеспечивающую низкую стоимость выведения, использующую новые технологии и

материалы в конструкциях сухих отсеков и топливных баков, с открытой схемой на нижней ступени и закрытой на верхней. Использование новых сверхлегких композиционных материалов в конструкции баков в дальнейшем сделает возможным создание многоразовой первой ступени, в которой наддувные гелием баки позволят замедлить скорость падения первой ступени, что позволит спасти её на вертолете для повторного использования.

### **Математические методы в вопросе обеспечения безопасности на этапе старта пилотируемого космического корабля**

Давыдова Е.В.  
МАИ, г. Москва

Практика реализации пилотируемых космических полетов показывает, что проблема обеспечения безопасности экипажей пилотируемых космических кораблей по мере усложнения программ полёта становится всё более актуальной и трудно реализуемой на практике. Основная проблема обеспечения безопасности сводится к тому, что ни увеличение дублирующих контуров систем, ни увеличение количества испытательных мероприятий, ни повышение ресурса систем не приводит к увеличению безопасности работы на стартовом комплексе. Некоторую долю в обеспечении безопасности вносят меры административного руководства и методы обучения персонала, обуславливающие как возникновение, так и купирование чрезвычайной ситуации на старте. Учитывая высокую стоимость создания и эксплуатации пилотируемых ПКК, цену потерь при авариях и отказах РКТ, проектирование перспективных пилотируемых кораблей нового поколения и строительство на Дальнем востоке нового Российского Космодрома «Восточный», необходим новый подход к обеспечению безопасности людей на стартовом комплексе.

Первоочередная задача на пути решения данной проблемы – внедрение в практику космонавтики принципиально новых методов дистанционного мониторинга психофизиологического состояния и здоровья и положения в пространстве космонавтов, при срабатывании САС, как средство повышения безопасности. Для этих целей предполагается создание узла беспроводной сенсорной сети «Спасение». В состав узла БСС «Спасение» входят датчики, регистрирующие физиологические показатели (ЧСС, ЧД), датчики пространственного положения, координатор, включающий микроконтроллер, флеш-память, приемопередатчик, автономный источник питания и антенну.

Помимо непосредственной разработки узла беспроводной сенсорной сети «Спасение» необходимо поставить задачу математического



исследования, позволяющую на основе неизвестных параметров матрицы цели, предполагать возможные состояния космонавта, а как следствие, характер спасательных или реанимационных мероприятий.

Для лицензирования и сертификации нового метода контроля за состоянием космонавта необходим наземный модельный эксперимент, имитирующий момент срабатывания САС. В случае его положительного результата, БСС будет применяться в момент старта космического аппарата и позволит в случае срабатывания САС оказать правильную реанимационную помощь пострадавшим, а также произвести правильную эвакуацию экипажа из объема капсулы САС. На данный этап времени, мы готовимся к проведению этого модельного эксперимента, несмотря на его высокую стоимость, которая намного ниже, его научной значимости. Предстоит еще много работы, но решение вышеозначенных задач в комплексе обязательно приведет нас к поставленной цели.

**Оптимизация оперативного планирования целевого  
функционирования и построения орбитальных группировок  
космических систем наблюдения и связи**

Дарных В.В., Калашников А.И.

МАИ, г. Москва

Современные космические системы наблюдения (КСН) и космические системы связи (КСС) предоставляют потребителям (пользователям, заказчикам и т.д.) широкий спектр космических услуг и информации, например, возможность получения разноформатных снимков территорий земной поверхности или локальных объектов в различных спектральных диапазонах, в любых метеоусловиях и при любой освещенности; возможность персональной спутниковой связи и передачи данных между любыми географическими точками земной поверхности в мобильном или фиксированном режиме; возможность трансляции данных через низкоорбитальную сеть спутниковой связи с космических аппаратов (КА), расположенных на более высоких орбитах; интеграция в рамках одной системы предоставление услуг космического мониторинга и связи и т.д. Состав и пространственное расположение орбитальной группировки влияют на эффективность целевого функционирования системы, в частности, при обслуживании значительного сегмента наземных информационных источников (участков съемки, абонентов, наземных станций приема информации и/или сопряжения и т.д.) работа бортовой целевой аппаратуры всех КА должна быть строго скоординирована с учетом технических возможностей, внешних факторов, интересов менеджеров системы и потребителей целевой информации, а также экономической

целесообразности. Таким образом, все перечисленные обстоятельства позволяют говорить об актуальной научно-технической проблеме оптимизации построения орбитальных группировок многофункциональных и многоспутниковых КСН и КСС для повышения эффективности их целевого функционирования.

Цель доклада – презентация специализированного программного комплекса, предназначенного для решения задач оптимизации оперативного планирования целевого функционирования и построения орбитальных группировок КСН и КСС. Комплекс реализует модели процессов целевого функционирования (применения) орбитальных группировок КА наблюдения и связи и позволяет решать оптимизационные задачи планирования по выбранным критериям, характеризующим эффективность целевого функционирования группировки КСН или КСС и оптимизировать состав и структуру группировки по всем орбитальным параметрам. Программа также позволяет рассчитывать основные показатели целевого функционирования группировок КСН и КСС и проводить параметрический (сравнительный) анализ их эффективности. Результаты моделирования, решения задач оптимизации и анализа отображаются графически и численно для визуального контроля процесса.

На примерах решения модельных задач 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 № 11-08-01278-а).

### **Снижение экологического ущерба при штатной и нештатной эксплуатации ракетно-космической техники**

Дедова А.В., Палешкин А.В., Гусев Е.В., Пичужкин П.В.  
МАИ, г. Москва

Одним из важнейших показателей уровня разработки изделий ракетно-космической техники (РКТ), наряду с энергетическими и точностными характеристиками, является её безаварийная эксплуатация.

Решение этой задачи затрагивает всю совокупность мероприятий программы обеспечения надёжности, отработки алгоритмов и эксплуатационной документации. При этом многие вопросы тесно связывают работу и характеристики агрегатов изделия с работой системы управления полётом.

В связи с тем, что в отечественной практике ракетостроения ракеты разрабатываются одними организациями, а системы управления (СУ) для них разрабатываются другими, представляется целесообразным рассмотреть некоторые аспекты затронутой проблемы безаварийной эксплуатации, решение которых связано с возложением на СУ дополнительных функций по обеспечению безаварийного полёта в случае возникновения отказов (нештатных ситуаций). Также в кругу этих вопросов находится задача минимизации ущерба в случае необходимости прекращения полёта.

Помимо высоких требований, предъявляемых к системам управления в связи с необходимостью решения поставленных задач идентификации в полёте возможных отказов, их парирования и минимизации ущерба, необходимо наличие возможности влиять на процесс полёта имеющимися бортовыми средствами, а также высокая достоверность и точность знания динамических свойств отдельных узлов и агрегатов и изделия в целом.

Задача обеспечения безаварийных полётов решается на разных этапах создания и эксплуатации РН, РБ и КА.

Основы этого закладываются на этапе проектных работ в виде резервирования элементов, создания избыточности по управляемости, то есть запасов управляемости, и запасов прочности элементов конструкции, установки необходимой бортовой вычислительной информационно-измерительной системы и т.д.

На этапе изготовления узлов и элементов конструкции, помимо проведения обязательных статических и динамических испытаний узлов и агрегатов, подтверждающих их работоспособность при заданных видах нагружений, очень важен комплекс экспериментальных исследований, направленный на верификацию математических моделей, описывающих динамические свойства объекта управления в полёте.

На этапе подготовки к пуску, важнейшую роль в обеспечении успешного полёта играет комплекс работ, направленный на проверку готовности системы управления (СУ) – отработка СУ на автономных и комплексных стендах, стендах полунатурного имитационного моделирования полёта, проверки на технической и стартовой позиции, включая сверку и контроль ввода полётного задания.

### **Прогрессивные тенденции в технологии подготовки космических аппаратов и разгонных блоков к пуску на космодромах**

Денисов О.Е., Воробьев Е.В., Сова А.Н.

ЦЭНКИ, МАДИ, г. Москва

Федеральное космическое агентство согласовало с Министерством обороны и направило в правительство концепцию развития средств

выведения космических аппаратов на период до 2030 года. Положения концепции развития лягут в основу соответствующего раздела Федеральной космической программы на 2016-2025 годы.

Совершенствование объектов наземной космической инфраструктуры, осуществляющих подготовку разгонного блока в составе космической головной части, направлено на применение оборудования мобильного типа. Это потребовало следующих принципиальных изменений: необходимость разработки нового комплекта подвижных средств заправки и адаптации его к существующему сооружению S3B и климатическим условиям Гвианы при отсутствии необходимых систем термостатирования и температурно-влажностного режима; разработку технологии подготовки компонентов ракетного топлива (КРТ) – гелирование – в России перед их отправкой в ГКЦ, обусловленной требованиями Службы безопасности ГКЦ и недостаточностью средств нейтрализации, имеющихся в сооружениях; разработку методик аналитического контроля компонентов ракетного топлива с учетом возможностей физико-химической лаборатории ГКЦ, а также разработку новых технических условий на применяемые КРТ, открытых для экспортного контроля; необходимость применения принципиально новых средств доставки КРТ в ГКЦ, связанных с требованиями Службы безопасности ГКЦ и удовлетворяющих международным правилам IMDG/ADR/RfD.

Заправка разгонного блока «Фрегат» в ГКЦ с учетом указанных требований имеет существенные отличия и особенности: подготовка КРТ (амилин, гептил) в части гелирования проводится на территории России; для этого на предприятиях отрасли изготовлено дополнительное оборудование и отработана технология подготовки КРТ; для транспортировки подготовленных КРТ (амилин, гептил) с территории России в ГКЦ, хранения в ГКЦ, заправки разгонного блока «Фрегат» будут использованы сертифицированные транспортно-заправочные контейнеры производства фирмы "Astrium", V=3800 л.; для транспортировки подготовленных компонентов ракетного топлива (гидразин) с территории России в ГКЦ, хранения в ГКЦ, заправки разгонного блока «Фрегат» используются сертифицированные транспортно-заправочные контейнеры производства фирмы "Astrium", V=250 л.; приобретение сертифицированных в Евросоюзе комплектующих изделий импортного производства. Все эти мероприятия позволили уйти от операций по переливу компонентов ракетного топлива на площадке хранения и от операций гелирования компонентов ракетного топлива в сооружениях космодрома Куру.

## **Оценка долговечности пластин при акустическом воздействии с широким частотным спектром**

Медведский А.Л., Денисов С.Л.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является оценка долговечности пластин и цилиндрических панелей при различных условиях закрепления при акустических нагрузках с широким спектром и при различных видах взаимной спектральной плотности.

На начальном этапе аналитически решается задача отклика шарнирно-закреплённой по периметру пластины на внешнее акустическое воздействие с широким частотным спектром при различных видах функции частотной спектральной плотности и функции взаимной спектральной плотности.

Рассматривается два вида функции частотной спектральной плотности и четыре вида функции взаимной спектральной плотности:

Частотная спектральная плотность с равномерным распределением частот по спектру;

Частотная спектральная плотность с пиковым значением.

Взаимная спектральная плотность для поля, полностью коррелированного по поверхности пластины;

Взаимная спектральная плотность для поля, с конечными масштабами корреляции;

Взаимная спектральная плотность для поля в представлении Блевинса;

Взаимная спектральная плотность для поля, дельта-коррелированного по поверхности пластины.

Далее, с применением четырёх различных методик осуществляется расчёт долговечности пластины; проводится сравнительных анализ методик и определяется долговечность пластины и среднеквадратичные напряжения в зависимости от вида частотной спектральной плотности, соотношения частот собственных колебаний пластины и максимума спектральной плотности (для поля с пиковым значением) и вида функции взаимной спектральной плотности.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта № 12-01-00772-а).

Литература:

1. J. W. Miles, "On structural fatigue under random loading", Journal of Aeronautical Sciences, 1954, 21, 753-762.
2. E. J. Richards, D. J. Mead, "Noise and Acoustic Fatigue in Aeronautics", London, John Wiley, 1968.
3. С. Л. Денисов, Г. В. Паранин, «Сравнение методов расчёта долговечности пластин и панелей при акустическом воздействии с

широким частотным спектром», 4<sup>ая</sup> Всероссийская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике», г. Светлогорск, 17-22 сентября, 2012 г.

### **Комплексный анализ технического уровня датчиков перемещений для систем авиационной и ракетно-космической техники**

Дмитриенко А.Г., Трофимов А.А.  
НИИФИ, г. Пенза

Для определения технического уровня разработанных конструкций электромагнитных датчиков перемещений с растровым сопряжением для систем авиационной и ракетно-космической техники проведен сравнительный анализ их технического уровня с использованием основных положений разработанной в ОАО «НИИФИ» «Методики сравнительной оценки технического уровня датчиков-преобразующей аппаратуры».

Для определения состояния разработок и выявления тенденций их развития были выбраны зарубежные и отечественные электромагнитные датчики линейных перемещений, аналогичные по назначению, принципу действия, метрологическим характеристикам, условиям эксплуатации и являющиеся одними из лучших по технико-экономическим показателям.

Выбор аналогов проводился по журналам «Приборы», «Датчики и системы», «Сенсор», «Современные технологии автоматизации», по тематическим подборкам из реферативных журналов «Изобретения стран мира», «Известия вузов», по бюллетеням «Открытия, изобретения, промышленные образцы и товарные знаки», по официальным изданиям патентных ведомств США, Великобритании, Германии, Франции, Японии, по патентным бюллетеням, по описаниям изобретений к авторским свидетельствам и патентам Российской Федерации.

Одним из наиболее эффективных методов анализа тенденций развития технических направлений, связанных с совершенствованием продукции отдельного вида, является метод анализа изобретательской деятельности. Этот метод основан на том предположении, что изобретательская активность в конкретной области техники находится в прямой связи с капиталовложениями в этой области, и, в частности, с затратами на НИР и ОКР, связанными с развитием данного технического направления. Если затраты на НИР и ОКР постоянно возрастают, то должна возрастать изобретательская активность по этому техническому направлению.

В ОАО «НИИФИ» проведена сравнительная оценка технического уровня разработанных растровых датчиков перемещений с «идеальным образцом» и аналогами по отдельным единичным показателям.

Сравнение проводилось по методике, которая включает в себя следующие этапы: формирование состава аналогов для каждого образца, технический уровень которого подвергается оценке, формирование «идеального образца» для анализируемой аппаратуры, определение относительных значений единичных показателей технического уровня, оценка групповых показателей технического уровня, комплексная оценка технического уровня.

В результате проведенного комплексного анализа установлено, что по своему техническому уровню разработанные растровые электромагнитные датчики перемещений соответствуют лучшим мировым аналогам, а по некоторым характеристикам превосходят их.

**Тепловые процессы в системе «человек – окружающая среда»  
в условиях высоких температур:  
возможности и особенности моделирования**

Евтушенко Н.Н., Хромова И.В.  
НГТУ, г. Новосибирск

Разработка более совершенных систем защиты человека от перегрева при нахождении в условиях высоких температур – одно из направлений в многочисленных инженерных задачах, основным моментом в которых является моделирование тепловых процессов. Такие условия возникают при аварийном отключении систем кондиционирования в гермокабинах летательных аппаратов, приземлении экипажа в экстремальных условиях, а также при тяжелой физической нагрузке. Тепловые расчеты также используются в промышленности для определения эксплуатационных характеристик элементов систем жизнеобеспечения, анализа возникновения неисправностей, а также оптимизации. Поскольку проведение экспериментов является весьма дорогостоящим, предпочтение отдается использованию численных методов моделирования для оптимизации изделий на ранних этапах проектирования.

Чтобы предсказать тепловой комфорт человека в неоднородной нестационарной тепловой окружающей среде разрабатывается модель расчета системы терморегуляции с учетом гемодинамического механизма. Отличительными особенностями модели являются учет геометрической формы и размеров основных расчетных элементов, расчет конвективного переноса теплоты теплоносителем вдоль слоев и между расчетными элементами, учет переменности теплофизических параметров воздуха в широком интервале температур и скорости, а также мощности внутренних источников тепла, с учетом пола, возраста и индивидуальных психо-морфологических особенностей организма.

Данная модель позволяет получить принципиально новые результаты и открывает новые направления развития теплофизических исследований.

С помощью модели проводится комплекс исследований закономерностей тепловых процессов в системе «человек – окружающая среда» в режиме гипертермии, при наличии и отсутствии средств тепловой защиты человека. Установленные закономерности позволят в перспективе повысить эффективность, экономичность и сократить сроки разработки систем защиты.

Результаты расчетов качественно и количественно согласуются с известными экспериментальными данными и дают возможность расширить рамки, ускорить и упростить проведение исследований в более широком диапазоне параметров, а так же существенно дополнить эксперименты.

В данный момент осуществляется совершенствование модели с помощью программного обеспечения метода конечных элементов теплопередачи ANSYS.

### **Модернизация индивидуального снаряжения космонавта**

Журавлева Н.Л.

НПП «Звезда», г. Москва

На разных этапах пилотируемого полета космонавт, помимо скафандров, использует различное индивидуальное снаряжение, разрабатываемое «НПП «Звезда»:

- нательное белье 2-х видов: раздельное - кальсоны и фуфайка (для скафандра «Сокол КВ-2») и бельевой комбинезон (для скафандров типа «Орлан»);

- полетный костюм ПК-14 из негорючего материала для повседневной носки на кораблях «Союз» и МКС;

- спальный мешок СПМ-2МН, применяемый на МКС для сна и отдыха;

- теплозащитный комплект ТЗК-14, входящий в состав наземного аварийного запаса (НАЗ) на случай внештатного приземления;

- гидрокombинезон «Форель», также входящий в состав НАЗа на случай приводнения при нештатной посадке.

Перечисленные изделия были разработаны в 70...80-х годах и на сегодняшний день имеют ряд замечаний и недостатков, как по применяемым материалам, так и по конструкции. Поэтому, учитывая то, что на сегодняшний день разработано большое количество новых материалов и технологий, было принято решение - усовершенствовать снаряжение космонавта. Основные этапы комплексной работы по модернизации данных изделий:

1. Поиск и апробация подходящих современных материалов;



2. Внедрение выбранных материалов и новых технологий в изделия;
3. Модернизация конструкций изделий (разработка новых) с учетом новых материалов, а также имеющихся эксплуатационных и технологических замечаний.

На сегодняшний день уже разработаны и внедрены:

- новый спальный мешок СПМ из современных легких материалов серийного производства, уменьшены габаритные размеры в укладке и масса изделия (на 2кг);

- новый полетный костюм ПК-14 - внедрен серийно-производимый огнестойкий трикотаж, что также позволило улучшить внешний вид изделия.

На стадии отработки и испытаний сейчас находятся:

- новый бельевой комбинезон из функционального трикотажа, унифицированной конструкции для всех типов скафандров;

- новый гидрокombинезон из материала с полиуретановым покрытием и гермомолнией, это делает его значительно легче по весу и в эксплуатации;

- новый пакет из непромокаемых, ветроустойчивых, огнестойких материалов для ТЗК.

Проводимые работы позволят обновить ассортимент изделий; повысить качество, эксплуатационные и технологические характеристики выпускаемой продукции.

### **Проектирование многомодульного реактивного аппарата для движения в грунте**

Заговорчев В.А., Родченко В.В.

МАИ, г. Москва

Для решения целого ряда народнохозяйственных, оборонных и исследовательских задач, связанных с образованием скважин в грунте, а также доставкой полезной нагрузки в заданную область грунтового пространства и (или) возвращением ее на поверхность грунта, целесообразно использовать террадинамические системы.

Исследуемые в работе террадинамические системы представляют собой реактивные устройства, снабженные ракетными двигателями твердого топлива, способные двигаться в грунтах с высокими скоростями и обеспечивать существенное снижение перегрузок, действующих на полезную нагрузку.

Теоретические и экспериментальные исследования по созданию одномодульных грунтовых реактивных аппаратов показали (ГРАП), что подобные аппараты по своим конструктивным особенностям, а также внутрикамерным процессам, протекающим в период функционирования

двигательной установки, имеют целый ряд недостатков, которые могут существенным образом повлиять на их применение.

Недостатки одномодульных ГРАП могут быть устранены путем применения многомодульных грунтовых реактивных аппаратов, включающих в комбинации нескольких секций твердого топлива, расположенных последовательно вдоль оси и корпуса, окружающей секции, имеющей на одном конце головную часть, а на другом сопло и содержащий вставки с сопловыми пазами.

Следует отметить, что отдельные элементы многомодульного грунтового реактивного аппарата могут снабжаться секциями твердого топлива, отличающимися как размерами, конфигурацией, так и физико-химическими характеристиками. В этом случае каждый модуль ГРАП имеет свое значение суммарного импульса, определяющего закон изменения тяги двигателя отдельной секции по времени и продолжительности его работы. Управляя порядком включения РДТТ отдельных модулей, можно обеспечить требуемые тягово-динамические характеристики на различных участках траектории движения грунтового реактивного аппарата.

Экспериментальные исследования по созданию многомодульных грунтовых реактивных аппаратов показали принципиальную возможность безаварийного функционирования подобных аппаратов.

### **Моделирование аэродинамических характеристик летательного аппарата по статистическим критериям**

Балык В.М., Зенков Д.Н.

МАИ, г. Москва

В процессе создания новых образцов авиационной космической техники этап экспериментальной отработки ЛА и его подсистем занимает ключевые положения. Среди многочисленных задач, решаемых на данном этапе, по своей сложности выделяется задача идентификации аэродинамической модели ЛА по результатам летных испытаний. Как правило, коэффициенты аэродинамических сил и моментов могут весьма существенно отличаться от соответствующих телеметрических значений, что означает отсутствие в аэродинамической модели, по которой проектировался ЛА, ряда аэродинамических закономерностей. Одним из эффективных методов решения такой задачи идентификации является метод статистического синтеза аэродинамических характеристик ЛА, в котором полнота и непротиворечивость аэродинамической модели оценивается по статистическим критериям, таким как критерий регулярности, коэффициент детерминации, критерий Дарбина-Уотсона и т.п. В методе статистического синтеза данные критерии выполняют контрольную

функцию, если выбранная регрессия удовлетворительно описывает истинную регрессионную зависимость (в форме которой представляется аэродинамическая модель), то остатки должны быть независимыми нормально распределёнными случайными величинами, с нулевым средним и в их значениях должен отсутствовать тренд. Так например, статистика Дарбина-Уотсона предназначена для проверки независимости регрессионных остатков. В данной работе статистические критерии образуют комплексный критерий оптимальности, по которому определяются коэффициенты регрессионных зависимостей, которыми описываются аэродинамические характеристики.

С применением разработанного метода была решена модельная задача идентификации аэродинамической модели беспилотного летательного аппарата. Процесс идентификации модели состоял из оптимизации коэффициентов регрессионной модели, с дальнейшей корректировкой этой модели на основании матрицы корреляций. Результаты решения показали устойчивую сходимость критериев детерминации и Дарбина-Уотсона к своим оптимальным значениям. Оптимальными значениями данных критериев являются единица и двойка соответственно. Такая сходимость означает, что построенная регрессия удовлетворительно оценивает истинную зависимость между аэродинамическими коэффициентами и фазовыми координатами ЛА.

### **Малый космический аппарат «Михаил Решетнев».**

#### **Результаты работы.**

Валов М.В., Зимин И.И., Попов В.В., Яковлев А.В., Галочкин С.А.,  
Паздерин С.О.  
ИСС, г. Железногорск

В докладе представлены результаты работы малого космического аппарата «Михаил Решетнев» созданного совместно ОАО «ИСС» и СибГАУ.

В мае 2008 ракетой - носителем «Рокот» с космодрома Плесецк был запущен первый спутник «Юбилейный» новой серии научно-образовательных и экспериментальных малых космических аппаратов ОАО «ИСС». Результатами успешной работы спутника стали: отработка базовой унифицированной космической платформы аппаратов микро класса (до 100 кг.), проведение научно-образовательных экспериментов в космосе и отработка перспективных бортовых приборов, которые получили лётную квалификацию.

Второй спутник серии – «Михаил Решетнев» (Юбилейный-2) был выведен на круговую орбиту 1500 км 28 июля 2012г. с космодрома «Плесецк». Основные технические характеристики спутника: масса

платформы – 30 кг, масса полезной нагрузки – 30 кг, емкость ОЗУ для полезной нагрузки 2 Гбайт, выделяемая средневитковая мощность для полезной нагрузки 40 Вт, тип ориентации – трехосная, орбитальная, магнитно-гравитационная, частота целевой радиолинии 2,4 ГГц, скорость передачи данных 665 Кбит/с.

На борту спутника установлено три цифровых фотокамеры. Две из них – камеры обзорного наблюдения, первая камера для наблюдения непосредственно за спутником и его механизмами раскрытия, а вторая камера для обзорного представления Земли. Третья камера позволяет сделать снимки Земли в оптическом диапазоне с разрешением 300 м с орбиты высотой 1500 км. В настоящее время успешно получены и обработаны снимки с камер. Также получены результаты работы экспериментальных приборов:

- датчика давления ДД-905;
- экспериментального прибора ЭМБС;
- контурной тепловой трубы (КТТ);
- одноосного измерителя угловой скорости;
- твердотельного волнового гироскопа;
- прибора ориентации на Солнце;
- малогабаритного прибора ориентации на Землю.

По результатам отработки приборов будет принято решение о перспективах их использования на серийных космических аппаратах разработки ОАО «ИСС».

### **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.

### **Модель влагопереноса в пористой засыпке мембранного фильтра-разделителя системы регенерации воды**

Бобе Л.С., Капица А.А.

НИИхиммаш, г. Москва

Сепарация жидкости в системе регенерации воды из конденсата атмосферной влаги в Российском сегменте международной космической станции осуществляется с использованием влагопоглощающего материала и пористых мембран. В качестве первой ступени сепарации работает разработанный в ОАО «НИИхиммаш» мембранный фильтр-разделитель (МФР). Поступающая из системы кондиционирования воздуха жидкость в смеси с транспортирующим воздухом попадает во влагопоглощающую засыпку МФР. Благодаря влагопоглощающим свойствам материала засыпки жидкость аккумулируется по ходу потока и транспортируется к пористой поверхности сепарирующего пакета (пористые полимерные мембраны). Движение жидкости в пористом теле

происходит в двух направлениях: вдоль и поперек поверхности сепарирующего пакета.

Ресурс работы МФР зависит от загрязненности жидкости и распределения жидкости во влагопоглощающем материале. Работа МФР эффективна до тех пор, пока фронт жидкости вдоль поверхности сепарирующего пакета не достигает штуцера выхода воздуха и не происходит уноса жидкости с воздухом. Скорость движения жидкости во влагопоглощающем материале и показатель влагопоглощения определяют максимальную порцию жидкости, принимаемую и удерживаемую аппаратом.

Так как жидкость подается периодически, то влажность материала в разные моменты времени отличается. Перенос жидкости в насыщенных пористых телах (влажность которых равна или больше гигроскопической) происходит в виде несвязанной со структурой тела жидкости. В этом случае определяющим является закон Дарси и скорость потока жидкости зависит от перепада давления, вязкости жидкости и сопротивления, оказываемого материалом. Анализ физических механизмов переноса вещества в ненасыщенных влагопоглощающих материалах (влажность которых меньше гигроскопической) показывает, что движение влаги носит диффузионный характер и происходит, в основном, под действием градиентов обобщенного потенциала влаги, который может быть в нашем случае сведен к капиллярно-сорбционному потенциалу тела.

В ОАО «НИИхиммаш» были проведены эксперименты, которые позволили создать эмпирическую модель влагопереноса во влагопоглощающей насыпке, что позволяет уточнить методику расчета ресурса аппарата.

### **Исследование влияния асимметрий в процессе раскрытия оперения на точность движения неуправляемых летательных аппаратов**

Клионовска К.К.

МАИ, г. Москва

Данная работа посвящена рассмотрению влияния различных асимметрий в процессе раскрытия оперения аппарата на точность движения неуправляемых ЛА.

При реальном пуске подобных ЛА возникает «неодновременность» открытия консолей оперения. Это приводит не только к изменению аэродинамических коэффициентов (АДК), но и к появлению малых массово-инерционных асимметрий (МИА) и аэродинамической асимметрии (АДА), ухудшающих устойчивость движения ЛА, а также точность движения (отклонения координат точек падения (КТП) по дальности и в боковом направлении).

На первом этапе работы разрабатывается математическая модель пространственного движения неуправляемого ЛА с учетом влияния МИА, АДА, а также учитывающая изменение величин асимметрий на участке раскрытия оперения.

На втором этапе работы разрабатывается программный комплекс, обеспечивающий моделирование пространственного движения и реализацию метода, с помощью которого интегрируются уравнения для получения частных решений.

Полученные результаты могут быть использованы на этапе проектирования ЛА и его систем с целью повышения точности полета.

### **Неинвазивные методы исследования клеточного состава крови в условиях космического полета**

Ковалёва А.А., Пичулин В.С., Скедина М.А.  
МАИ, ГНЦ РФ-ИМБП РАН, г. Москва

Работа с жидкими средами в условиях космического полета (КП) затруднена в силу действия такого фактора как невесомость. Инвазивное (т.е. с нарушением целостности кожных покровов) взятие у членов экипажа биологических сред для последующего анализа сопряжено также с риском инфекционного заражения, так как искусственная замкнутая экосистема в космическом аппарате является чрезвычайно благоприятной для роста и размножения различных микроорганизмов.

Кровь является диагностически важной биологической жидкостью. С физической точки зрения она является суспензией, где жидкая компонента – плазма крови, а твердая – форменные элементы, характеризующиеся определенной концентрацией, формой и размером. Деятельность экипажа на протяжении КП может привести к изменению этих параметров, причем некоторые изменения могут быть необратимыми (Легеньков В.И., Козинец Г.И., 2004). Поэтому для своевременного принятия профилактических мер необходим контроль за клеточным составом крови.

Ультразвуковой метод, применяемый в настоящее время для исследования мельчайших кровеносных сосудов, также может быть использован в условиях невесомости для определения клеточного состава крови (Скедина М.А., Ковалева А.А., Гирина М.Б., 2007 г.). Расширение функциональных возможностей диагностического оборудования достигается за счет совершенствования не только аппаратных, но и программных составляющих. Учет в цифровой обработке сигнала (ЦОС) так называемых «вторичных эффектов», совмещенный с анализом амплитудного спектра и фоновых (дополетных) показателей клеточного состава крови позволяет характеризовать форму, размер и количество форменных элементов.

Имитационная модель объекта исследования реализована в среде MATLAB 7.0.1. В основе модели лежит концепция представления различных видов форменных элементов крови в виде облаков рассеивателей, обладающих различными плотностью, положением центра масс и средним размером частиц. Блок алгоритма ЦОС для анализа амплитудного спектра базируется на уравнении дифракции на сфере, модифицированного для совокупности рассеивателей и решаемого в переопределенной системе уравнений.

По результатам имитационного моделирования поставлены требования к аппаратной части ультразвукового оборудования. В частности, определена минимальная тактовая частота АЦП и частотный диапазон зондирующих ультразвуковых датчиков.

### **Расчетное исследование течения в выхлопном диффузоре с центральным телом**

Козаев А.Ш., Волков Н.Н.  
Центр Келдыша, г. Москва

Тенденция к увеличению степени расширения сопел современных ракетных двигателей верхних ступеней накладывает жесткие рамки на условия их испытаний в области земной атмосферы. Применяющиеся в настоящее время с этой целью выхлопные диффузоры ограничивают круг двигателей испытуемых с их применением по полному давлению в камере сгорания ракетного двигателя. Если давление недостаточно, то за диффузором приходится устанавливать сложные и дорогостоящие системы охлаждения и эжекции продуктов сгорания. Предлагаемая схема выхлопного диффузора с центральным телом призвана уменьшить потери полного давления в его тракте при проведении испытаний. Это позволит расширить круг двигателей для испытаний которых достаточно применения лишь одного выхлопного диффузора, или, если давления все равно недостаточно, снизить нагрузку на систему эжекции. Так же данная схема позволяет уменьшить габариты диффузора и расход охладителя на поддержание его работоспособности. Для понимания процессов, происходящих в рассматриваемых выхлопных трактах проведены расчеты методом установления. Система уравнений, описывающих течение интегрировалась «методом крупных частиц» на равномерной квадратной сетке в два этапа – Эйлера и Лагранжева. В результате были проведены следующие расчеты:

Проведен расчет диффузора с различной площадью горла с целью определения оптимальной ее величины, и сравнение результатов с качественной моделью расчета.



Проведен расчет диффузора для различных значений противодавления с целью определения качественной картины процесса во время его запуска.

Проведен расчет нескольких моделей диффузора разной длины с целью определения зависимости давления запуска от габаритов диффузора.

Проведен расчет эквивалентного профилированного диффузора традиционной формы с целью сравнения параметров качества диффузоров разных типов.

### **Система силового питания импульсного теплового стенда с использованием IGBT – инверторов**

Клименко Б.М., Туркин И.К., Колбасов А.Н.  
МАИ, г. Москва

В условиях повышающихся требований по тепловым и силовым нагрузкам на летательный аппарат (гиперзвуковые ЛА) создаются новые конструкционные материалы на основе высокотемпературных композитов и керамик. Все они требуют получения надежных механических характеристик, подтвержденных экспериментальной проверкой их работоспособности в условиях неравномерного одностороннего программного и импульсного нагрева и нагружения растягивающими, сжимающими и изгибающими усилиями.

Широко используемые в теплопрочностных испытаниях кварцевые галогенные лампы имеют недостаточную мощность, особенно для воспроизведения ударных тепловых нагрузок, где требуются на один – два порядка большие мощности. Подходящим источником излучения для этих условий являются дуговые лампы, созданные для накачки мощных лазеров. Они имеют простую конструкцию – два электрода в кварцевой трубке, между которыми горит плазменный шнур. При расстоянии между электродами 250 мм мощность ламп достигает 300 – 800 кВт. Использование этих ламп затрудняет необходимость в высоковольтном (8 – 10 кВ) источнике для поджига лампы и перевода ее в режим дежурной дуги (мощностью в сотню Вт), на которую накладывается регулируемое силовое электропитание. Был разработан и использовался тиристорный регулятор мощности на трехфазном выпрямителе по схеме Ларионова с управлением от ПК. Его недостаток связан с низкой частотой силовой сети – 50 Гц и влиянием малой инерции плазменного шнура (лампа выходит на максимальный режим за ~ 2 мсек, при этом неравномерность излучения от тиристорного регулятора существенно превышает допустимые 10 %). Проблема была решена с использованием сглаживающего дросселя весом 30 кг для лампы мощностью 300 кВт.

Сократить сложность системы регулирования мощности на два порядка и отказаться от дросселей позволяющих достижения современной силовой электроники – IGBT транзисторы и собранные из них модули. Они объединяют преимущества биполярных и полевых транзисторов - высокие напряжения (1200, 1600 и более В), большие токи (400, 600 и более А) с гальванической развязкой управляющих низковольтных и силовых цепей, что позволяет напрямую управлять ими от ПК. Высокие рабочие частоты (до 20 кгц) позволяют использовать простой и надежный ШИМ регулятор мощности.

Такая система разработана, отлажена и использована в стенде «Импульс-2» каф. 602 МАИ для изучения характеристик новых конструкционных материалов в указанных выше условиях. Основные трудности применения IGBT модулей связаны с их высокой чувствительностью к индуктивности силовых цепей, но при этом наличие индуктивности защищает дежурную дугу от гашения. Соблюсти необходимый баланс противоположных требований помогают специальные снабберные цепи из низкоиндуктивных конденсаторов, диодов и резисторов, размещаемых на терминалах модуля. Подбор их номиналов приходится осуществлять опытным путем.

### **Экспериментальные исследования электрических рулевых приводов беспилотных летательных аппаратов для задач аэроупругости**

Быков А.В., Кондрашев Г.В., Парафесь С.Г., Туркин И.К.  
МАИ, г. Москва

В настоящее время электрический привод получил широкое распространение среди беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в качестве основного привода управляющих аэродинамических поверхностей. Современный электрический привод обладает высокими динамическими характеристиками, определяющими его полосу пропускания и наличие подъемов частотной характеристики.

В тоже время общие тенденции развития БЛА, такие как повышение быстродействия систем автоматического управления, рост скоростных напоров определяют актуальность своевременного решения задач по обеспечению аэроупругой устойчивости БЛА и безопасности от флаттера.

Экспериментальные характеристики рулевых приводов, необходимые для исследования аэроупругой устойчивости, формируются в процессе проведения наземных резонансных испытаний БЛА в рамках этапов наземной обработки. Данные характеристики включают:

амплитудно-фазовые частотные характеристики от заданного угла до отработанного;

амплитудные характеристики или «кривые насыщения»;  
характеристики динамической жесткости вращения.

Измерения проводятся на автономном отсеке рулевых приводов, закрепленном на силовом полу. Для включения приводов используется контрольно-проверочная аппаратура, предоставляемая разработчиком-изготовителем БЛА. При испытаниях приводов, как и при наземных резонансных испытаниях БЛА, используются автоматизированные стенды, включающие средства возбуждения колебаний, измерения сигналов с рулевых приводов и датчиков ускорения. Управление стендом осуществляется с персонального компьютера.

Ввиду наличия разбросов экспериментальных характеристик испытываемых изделий измерения проводятся на нескольких экземплярах отсеков БЛА. По полученным данным строятся «огibaющие» характеристик, используемые в расчетах на флаттер и аэроупругую устойчивость БЛА.

В работе представлены элементы методики исследований рулевых приводов применительно к БЛА классов «воздух-воздух» и «поверхность-воздух». Приведены примеры результатов выполненных исследований.

Список литературы:

1. Быков А.В., Парафесь С.Г., Смыслов В.И. Программно-аппаратный комплекс для проведения расчетно-экспериментальных исследований аэроупругой устойчивости летательных аппаратов // Вестник МАИ. 2009.

Т. 16, № 5. С. 56–63.

### **Повышение качества навигационного решения ГЛОНАСС путем коррекции параметров вращения Земли на борту навигационного космического аппарата**

Красильщиков М.Н., Козорез Д.А., Сыпало К.И., Кружков Д.М.  
МАИ, г. Москва

В статье рассматривается метод повышения точности навигационного решения, вырабатываемого приемником спутниковых сигналов ГЛОНАСС. Суть метода состоит в улучшении качества эфемерид ГЛОНАСС посредством итеративной коррекции оценок параметров вращения Земли (ПВЗ) на борту каждого навигационного космического аппарата (НКА). В набор оцениваемых параметров входят мгновенные смещения полюсов Земли, а также неравномерность ее вращения. От величины ошибок в значениях этих параметров зависят ошибки

пересчета в мгновенную земную систему координат, в которой формируется навигационное решение потребителя.

Для коррекции ПВЗ авторы предлагают использовать измерения беззапросных дальностей от наземных станций – маяков до каждого из НКА ГЛОНАСС. Полученные измерения должны быть обработаны в интегральном фильтре на борту НКА.

В статье приводится описание математических моделей и алгоритмов, реализованных с целью проведения имитационного моделирования процесса коррекции оценки параметров вращения Земли на навигационных космических аппаратах системы ГЛОНАСС. Реализованы следующие модели:

возмущенного движения НКА с учетом всех весомых возмущающих факторов;

возмущенного движения наземных станций с учетом движения подстилающей Земной поверхности;

формирования измерений беззапросных дальностей до маяков с учетом ошибок измерений;

Кроме того, реализован алгоритм интеграции данных в псевдоскалярном фильтре Калмана.

В статье приводятся результаты моделирования, показывающие эффективность разработанных алгоритмов при решении задачи повышения точности навигационного решения. Результатом коррекции оценки ПВЗ является снижение ошибки, привносимой в навигационное решение движением полюсов Земли и неравномерностью ее вращения, с нескольких метров до нескольких десятков сантиметров.

### **Управление сверхзвуковым обтеканием многоблочной ракеты-носителя для снижения пикового нагрева**

Кудинов А.С., Юрченко И.И., Каракотин И.Н.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

Представлены способы снижения пиковых тепловых нагрузок на сверхзвуковом участке полета многоблочной ракеты-носителя (РН) с модульной компоновкой. Рассмотрены три группы методов: оптимизация геометрических характеристик обтекателя бокового модуля, оптимизация углов атаки и крена и установка аэродинамической иглы на затупления боковых модулей. Каждый метод призван не допустить формирования сверхзвуковых структур течения, приводящих к пиковому усилению теплового потока к конструкции РН.

Для проведения экспериментальных исследований моделей РН были выбраны гиперзвуковая аэродинамическая труба длительного действия Т-117 и ударная сверхзвуковая аэродинамическая труба УТ-1М ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского».

Показано, что существует критическое отношение расстояния между осью бокового блока и центральным блоком  $H$  и радиусом затупления бокового блока  $R$ , которое лежит в диапазоне [1.3...1.8]. Если геометрия РН приводит к попаданию в этот диапазон, формируется IV тип интерференции скачков уплотнения перед боковыми блоками, приводящий к пиковому усилению теплового потока на боковом и центральном блоке.

В результате испытаний с малым шагом по углу атаки определен критерий перехода режима отрыва потока перед боковыми модулями от ламинарного к турбулентному при увеличении угла атаки на гиперзвуковом участке траектории. Переход в режиме отрывного течения определялся по теневым фотографиям путем измерения длины отрывной области. Отрывное течение становится турбулентным при угле атаки, превышающим 5.5...6 градусов, что сопровождается пиковым усилением нагрева РН.

В результате варьирования угла крена при не нулевом угле атаки было получено оптимальное положение наветренной стороны, когда она проходит не между боковыми блоками, а по плоскости боковых блоков. При такой ориентации наветренной стороны площадь пикового нагрева существенно уменьшается.

Для снижения пикового нагрева центрального и бокового блока рассмотрена установка аэродинамической иглы с дисковым наконечником на сферических затуплениях боковых блоков. Установка аэродинамической иглы на обтекателях боковых блоков приводит к изменению структуры взаимодействия ударных волн, благодаря чему вместо опасного IV типа взаимодействия реализуется I тип, которые не приводит к пиковому нагреву обтекателей боковых блоков и центрального блока в точках растекания. С кромок дискового наконечника иглы сходит косой скачок уплотнения, который падает на центральный блок, взаимодействуя с косым скачком уплотнения от области отрыва потока. Таким образом вместо IV типа интерференции формируется I, для которого характерны относительно низкие тепловые потоки. Игла может применяться, если нет возможности изменить радиус бокового блока на оптимальное значение. Возможен вариант телескопически раскрываемой конструкции аэродинамической иглы.

**Автоматизация процесса выбора основных проектных характеристик космических аппаратов наблюдения с помощью проблемно-ориентированных систем**

Кучеров А.С., Куренков В.И., Якищик А.А.  
СГАУ, г. Самара

На начальных этапах проектирования космических аппаратов (КА) используются методы синтеза основных проектных характеристик, построенные:

- на основе улучшения характеристик прототипа;
- на основе использования готовых платформ с установкой целевой аппаратуры;
- на базе эвристических алгоритмов (для новых конструкций без аналогов);
- на основе последовательного добавления бортовых систем и конструкции КА к целевой аппаратуре.

При этом возникает проблема взаимного согласования («увязки») проектных характеристик различных составных частей КА. Поскольку количество увязываемых характеристик и связывающих их уравнений (операторов связи) может быть очень большим, то при «ручной увязке» не всегда ясно, корректна ли задача.

Для автоматизации процесса может использоваться известный метод квазиматриц. Однако он оперирует только параметрами рассматриваемого летательного аппарата (системы) и не использует в явном виде операторов связи, что затрудняет проверку корректности и разрешимости проектной задачи и нахождение последовательности определения искоемых параметров.

Помочь в решении указанных проблем может проблемно-ориентированная система автоматизированного проектирования, логика работы которой выглядит следующим образом.

1. Пользователь (проектант) вводит в систему множество параметров, характеризующих проектируемый объект, а также множество операторов связи.

2. В зависимости от постановки проектной задачи, пользователь указывает множество входных параметров задачи (величин, значения которых известны), и множество выходных переменных (величин, значения которых необходимо определить).

3. Система автоматически проверяет разрешимость и корректность задачи.

4. Для корректной и разрешимой задачи система строит отображение множества входных параметров на множество выходных переменных.

В основу решения задачи положены методы теории графов и теории отношений. Описанный алгоритм был реализован в программном

комплексе, разработанном в среде программирования DELPHI и апробированном на ряде бортовых систем КА наблюдения.

**Методы аналитической поддержки эксплуатации стационарного и подвижного заправочного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов за пределами нормативного ресурса**

Лазарев В.И., Маринко А.Н., Сова А.Н.  
МАДИ, г. Москва

Актуальность исследований состоит в необходимости обоснования особенностей системы эксплуатации стационарного и подвижного заправочного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов, эксплуатирующегося за пределами назначенного (нормативного) ресурса.

Цель исследования заключается в обоснованном продлении сроков эксплуатации стационарного и подвижного заправочного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов с учетом особенностей технологических процессов заправочных операций, достигнутых результатов эксплуатации и предельных состояний критичных элементов.

Для достижения поставленной цели разработаны следующие основные научные результаты:

1) постановка научной проблемы на основе анализа процессов и результатов эксплуатации стационарного и подвижного заправочного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов за пределами нормативного ресурса;

2) комплекс математических моделей процессов эксплуатации и методы оценки эксплуатационного совершенства стационарного и подвижного заправочного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов с учетом возможных переходов критичных элементов в предельные состояния;

3) комплекс математических моделей и методы оценки рациональных сроков эксплуатации стационарного и подвижного заправочного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов с учетом особенностей технологических процессов заправочных операций и достигнутых результатов эксплуатации;

4) научно-методический подход и обоснованные рекомендации к оценке эффективности применения организационно-технических мероприятий, состава и количества сил и средств, необходимых для поддержания и восстановления готовности заправочного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов к применению по назначению на послегарантийном этапе его эксплуатации.

Теоретическая и практическая значимость разработанных научных результатов состоит в том, что разработанные научно-методические подходы, методы и комплексы математических моделей позволяют обоснованно продлевать сроки эксплуатации стационарного и подвижного заправочного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов с учетом особенностей технологических процессов заправочных операций, достигнутых результатов эксплуатации и предельных состояний критичных элементов.

### **Медицинский контроль жидких биологических сред в пилотируемых космических полётах**

Литвина Д.В.  
МАИ, г. Москва

Безопасность пилотируемых космических полётов, во многом обеспечивается качественным медико-психологическим контролем психофизиологического состояния космонавтов. Технические разработки в этой области позволяют также совершенствовать методы и средства земной телемедицины. Опыт пилотируемых космических полётов показывает, что невесомость особенно негативно влияет на жидкие среды организма, на выделительную систему организма, а так же на систему крови. Это может вызвать существенные нарушения работы организма космонавта, что может повлиять на его операторскую деятельность. Однако из-за влияния невесомости на жидкости применения средств медицинского контроля упомянутых систем имеет ряд особенностей. Для предотвращения неблагоприятного влияния невесомости на организм человека необходимо своевременно диагностировать нарушения работы выделительной системы и системы крови. Методика исследования представляет собой автоматизированный морфометрический анализ клеток жидкостей организма, в данном случае урины и крови. Поскольку, работа с жидкими средами в невесомости накладывает на себя определённые требования, разработана методика подготовки проб крови и урины в условиях космического полёта.

В докладе рассмотрены методика исследования, а так же методика подготовки биопроб исследуемых жидкостей в условиях микрогравитации. Исследовательская работа необходима для создания бортового универсального анализатора морфометрических показателей жидкостей в организме человека. Анализатор позволит расширить медицинский контроль физиологического состояния человека в условиях невесомости и тем самым своевременно принять необходимые меры для повышения безопасности космических полетов.



## **Стабилизация положений относительного равновесия орбитальной станции в системе «Земля-Луна»**

Лосинец Д.С.  
МАИ, Москва

Рассматривается движение орбитальной станции в системе «Земля-Луна» с целью отыскания положений относительного равновесия и возможности их стабилизации. Для этого используется модель модифицированной ограниченной задачи трёх тел. Модификация заключается в сообщении станции малого по модулю реактивного ускорения. Показывается, что посредством указанной модификации удастся получить область устойчивости новых положений относительного равновесия. Кроме того, предлагаются упрощённые способы отыскания коллинеарных точек либрации для классической и модифицированной задач трёх тел. Произведен

расчёт возможной длительности работы орбитальной станции и рассчитана величина сообщаемого ускорения.

## **Оценка производительности съемки космического аппарата оперативного детального наблюдения, выраженной в площади отснятой Земной поверхности с учетом надежности**

Лохматкин В.В.  
ЦСКБ-Прогресс, г. Самара

Производительность съемки, представленной в виде площади отснятой Земной поверхности во многом определяется шириной полосы захвата. На ранних этапах проектирования необходимо спрогнозировать ширину полосы захвата с учетом надежности оптико-электронных преобразователей системы приема и преобразования информации. При возникновении частичных отказов системы приема и преобразования информации происходит уменьшение площади отснятого элемента Земной поверхности. На основе оценки ширины полосы захвата можно спрогнозировать производительность космического аппарата наблюдения, выраженной в отснятой площади Земной поверхности.

Влияние частичных отказов бортовых систем на производительность, выраженной в площади связано с простоями по целевому функционированию космического аппарата. Площадь отснятого элемента поверхности Земли не изменяется. Поэтому необходимо оценить производительность, выраженную в площади с учетом частичных отказов целевой аппаратуры и бортовых систем.

Существующие методы проектирования не позволяют в полной мере оценить влияние времени обнаружения и устранения частичных отказов системы приема и преобразования информации на производительность

съемки, выраженной в площади. Накопленный статистический материал позволяет лишь оценить размеры элемента площадки снимаемой Земной поверхности. Поэтому предполагается использовать метод имитационного моделирования.

Прогнозирование производительности, представленной в виде площади основан на алгоритме, для оценки производительности, выраженной в числе отснятых объектов наблюдения с учетом надежности бортовых систем. Основным отличием вновь разработанного алгоритма является включение блока, анализирующего работоспособность оптико-электронных преобразователей системы приема и преобразования информации. При этом анализируется число и тип отказавших оптико-электронных преобразователей с различной длиной линейки.

Разработанный алгоритм для моделирования отказов обеспечивающей и целевой аппаратуры космического аппарата наблюдения включает:

- модели для организации имитационного моделирования орбитального полета КАН;
- модели для учета влияния отказов бортовых систем на показатели производительности;
- модели для учета влияния частичных отказов оптико-электронных преобразователей системы приема и преобразования информации.

### **Научно-методический аппарат обоснования состава, параметров и алгоритмов управления системой вывешивания и горизонтирования подвижного агрегата ракетного комплекса с применением магнитожидкостных винтовых домкратов**

Макаренков М.В., Морозова Н.А., Сова А.Н.

МАДИ, г. Москва

Целью теоретических и экспериментальных исследований является повышение точности и быстродействия системы вывешивания и горизонтирования подвижного агрегата ракетного комплекса с применением магнитожидкостных винтовых домкратов.

Для достижения поставленной цели разработаны следующие основные научные результаты:

1) перспективные направления разработки систем вывешивания и горизонтирования подвижных агрегатов ракетных комплексов на основе анализа известных технических решений, а также методов, способов и методик их создания;

1) методика обоснования состава, параметров и алгоритмов управления системой вывешивания и горизонтирования подвижного

агрегата ракетного комплекса с применением магнитожидкостных винтовых домкратов;

2) математическая модель системы вывешивания и горизонтирования подвижного агрегата ракетного комплекса с применением магнитожидкостных винтовых домкратов;

3) физическая (натурная) модель магнитожидкостного винтового домкрата.

Теоретическая и практическая значимость разработанных научных результатов состоит в:

развитии теоретических основ создания систем вывешивания и горизонтирования подвижного агрегата ракетного комплекса в части учета влияния на ее технические характеристики параметров и алгоритмов управления вязким трением в магнитожидкостных винтовых домкратах;

повышении точности и быстродействия систем вывешивания и горизонтирования подвижных агрегатов ракетных комплексов;

обосновании рекомендаций по созданию систем вывешивания и горизонтирования подвижного агрегата ракетного комплекса с применением магнитожидкостных винтовых домкратов.

Дальнейшие исследования направлены на разработку методики и проведение экспериментальных исследований эффективности применения магнитожидкостных винтовых домкратов в составе системы вывешивания и горизонтирования подвижного агрегата ракетного комплекса с целью подтверждения достоверности результатов теоретических исследований и определения параметров, оценка которых при проведении теоретических исследований затруднена или невозможна.

### **Определение упругих характеристик пространственно-армированного композиционного материала по результатам наноиндентирования**

Медведский А.Л., Жаворонок С.И.  
МАИ, ИПМ РАН, г. Москва

В работе представлены результаты применения численно-экспериментальной методики определения компонент тензора упругих констант пространственно-армированного углерод-углеродного композиционного материала.

Основные подходы в предлагаемом методе связаны с прямым численным моделированием силового нагружения представительного объема композиционного материала с последующим определением компонент напряженного деформированного состояния и применением процедур усреднения [1]. Численное моделирование производится

средствами программного комплекса ANSYS для параметрической твердотельной модели представительного объема с использованием пространственных тетраэдральных конечных элементов. При этом волокна моделируются упругим однородным трансверсально-изотропным материалов, а связующее – упругим однородным изотропным материалом. На границе раздела волокон и связующего ставятся условия абсолютно жесткого сцепления.

Для определения упругих характеристик армирующих волокон и связующего используется метод наноиндентирования на базе установки NanoTest 600 Института прикладной механики РАН.

С использованием разработанного подхода определены эффективные модули упругости пространственно-армированного композиционного материала, используемого для изготовления элементов конструкции сопловых блоков двигательных установок.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта № 12-01-00772-а).

Литература:

Соколкин Ю. В., Вотинов А. М., Ташкинов А. А., Постных А. М., Чекалкин А. А. Технология и проектирование углерод-углеродных композитов и конструкций. – М: Наука, Физматлит, 1996. – 239 с.

Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М: Машиностроение, 1988. – 272 с.

### **Основные особенности планирования экспериментальной отработки космических ракетных комплексов**

Мельников И.В.  
МАТИ, г. Москва

При планировании экспериментальной отработки космических ракетных комплексов (КРК) необходимо руководствоваться следующими основными принципами:

- максимально использовать имеющийся и накопленный опыт, соблюдать необходимую последовательность работ;
- обрабатывать элементы, узлы, системы, агрегаты, блоки на самых низших уровнях (этапах) иерархии испытаний.

На этих принципах основываются следующие рекомендации:

1. Отработка новых конструкций и систем должна производиться, по возможности, на наземных стендах, имитирующих условия штатной эксплуатации, и на ранее созданных КРК.

2. Следует максимально использовать отработанные ранее агрегаты, системы, блоки и т.д.

3. Работы должны вестись параллельно по всем системам, блокам и, по возможности, операциям работы КРК, с планированием по сетевому

графику, что даёт сокращение общего цикла работ, а также уменьшение затрат на проведение этих работ.

Отработанные на подэтапах конструкции, блоки, агрегаты и новые системы могут идти самостоятельно в эксплуатацию так же, как унифицированные составляющие, входящие в различные КРК.

4. Поскольку лётные испытания КРК – высший уровень иерархии экспериментальной отработки, они проводятся не для отработки систем, блоков и агрегатов, а для проверки правильности условий проведения отработки на более низких уровнях иерархии испытаний (уровень блоков, макетов) и для выполнения прямой задачи (или её части), поставленной перед КРК в соответствии с тактико-техническим заданием.

Указанные выше рекомендации неоднократно реализовывались при проектировании и создании отечественных КРК. Аналогичные принципы проведения экспериментальной отработки также использовались в практике разработки и создания зарубежных КРК.

На основании анализа критериев оптимальности программы экспериментальной отработки, а также обобщения приведённых выше принципов и опыта выполнения программ экспериментальной отработки существующих КРК можно представить структуру экспериментальной отработки КРК как многоуровневую, иерархическую, адаптивную, с обратной связью и возможностью возвращения на любой низший уровень отработки. Количество уровней схемы зависит от степени сложности системы и новизны создаваемого комплекса.

В докладе представлена и рассмотрена структурная схема экспериментальной отработки КРК в виде семи иерархических уровней.

#### **Разработка метода оценки прочности силоизмерительного устройства стенда при испытаниях перспективного ЖРД с тягой 1000 тс**

Лошкарев А.Н., Мерзляков Д.В., Милов А.Е., Ткач В.В.  
НПО «Энергомаш», г. Химки

В НПО Энергомаш ведутся работы по проектированию нового сверхмощного ЖРД с тягой 1000 тс. На первых этапах создания такого двигателя рационально использовать существующую материально-техническую базу. В представляемой работе исследована возможность испытания перспективного ЖРД с номинальной тягой 1000 тс на существующем стендовом оборудовании НПО Энергомаш, предназначенном для испытаний двигателя с номинальной тягой 800 тс.

Для решения поставленных задач была разработана комплексная математическая модель силоизмерительного устройства стенда для

испытаний ЖРД с использованием системы конечно-элементного моделирования ANSYS. Расчет проводился с учетом пластичности и ослабления механических свойств материалов в сварных соединениях. Для определения сил, действующих на крепежные элементы стенда, предложена методика расчета отдачи устройства при останове двигателя. В результате проведенных исследований определено напряженно-деформированное состояние основных силовоспринимающих деталей.

Разработанный метод оценки прочности позволил выявить наиболее слабые места силоизмерительного устройства. По результатам расчетов даны рекомендации по их усилению, в соответствии с нормами прочности при испытаниях перспективного двигателя.

### **Актуальные проблемы обеспечения ударной прочности КА и их объектов оборудования**

Деменко О.Г., Михаленков Н.А.  
НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Величина ударной перегрузки и уровень перегрузки ударного спектра быстро снижаются при удалении от плоскости удара. Требование к ударной прочности объектов космических аппаратов (КА) и их объектов оборудования недостаточно задавать только величиной пиковой перегрузки, эти требования необходимо задавать в виде ударного спектра нагружения.

Целесообразно, чтобы требования к ударной прочности объектов оборудования КА учитывали место их расположения на конструкции КА. Данный подход позволит не перегружать избыточными требованиями объекты, находящиеся в неопасной при ударе зоне, и надежно защищать прочность тех единиц оборудования, которые находятся в зоне удара.

Основные недостатки существующих методов обеспечения ударной прочности объектов оборудования КА:

- уровень ударной прочности, по существу, задаётся только величиной максимальной перегрузки и её длительностью на входе в объект испытаний;
- при задании требований ударной прочности не учитывается удалённость объекта от места приложения ударной нагрузки.

Большая часть испытательной техники создана для нужд авиации и рассчитана на создание ударных нагрузок с низкочастотным спектром. С другой стороны имеются различные устройства, способные создавать ударные усилия большой величины и широкого спектра, но не имеющие возможности управлять этим спектром.

По мере развития космической техники существующие недостатки методов обеспечения ударной прочности будут объективно обостряться. Поэтому задача разработки экспериментальной методики испытания объектов оборудования КА на ударную прочность является важной и актуальной. Она включает в себя решение следующих подзадач:

- исследование и анализ существующих средств создания ударных нагрузок с точки зрения создаваемых ими ударных спектров;

- выявление и анализ факторов, влияющих на величину и характер ударного спектра;

- моделирование и анализ распространения ударной волны в конструкции КА;

- разработка переходного устройства, способного трансформировать исходный удар в требуемый ударный спектр на входе в объект испытаний.

- разработка методики, позволяющей определять параметры переходного устройства и подбор характеристик факторов, влияющих на величину и характер ударного спектра перегрузок.

### **Оценка влияния разделения БЛА на эффективность действия по надводному объекту**

Калягин М.Ю., Молоканов К.В., Тихомиров Б.М.  
МАИ, г. Москва

Цель работы – формирование требований к размерам зоны возможного разделения БЛА на основе имитационного моделирования типовой операции.

Разделение БЛА позволяет повысить эффективность преодоления ближней зоны ПВО НО за счет внезапного увеличения числа целей. Эффективность воздействия на НО можно представить в виде произведения 2-х вероятностей: прорыва системы ПВО и вероятности потери целью своих функциональных характеристик при воздействии на нее целевого груза БЛА. Под системой ПВО будем понимать ЗАК и ЗРК ближнего радиуса действия.

В работе построена модель функционирования ЗАК с учетом скорости снаряда, скорострельности, времени реакции, ЭПР цели. Модель функционирования ЗРК ближней зоны, учитывающая основные параметры БЛА.

Вероятность потери функциональных характеристик надводного объекта рассчитывается на основании логико-вероятностного подхода.

В результате имитационного моделирования получены параметры зоны, разделение в которой позволяет повысить вероятность преодоления ПВО.

## **Автономный комплекс жизнеобеспечения**

Афанасьев Ю.Л., Мерзляков Г.А., Морозов В.А., Рафаилов А.Г.  
МАИ, г. Москва

Разработана малотоннажная технология получения жидкого дизельного топлива прямого применения, твердого печного топлива (древесно-угольных пеллет), питьевой воды, электроэнергии и тепла из низкосортной древесины. Технология позволяет получать все основные энергоносители, необходимые для жизнеобеспечения воинских подразделений, удаленных от централизованного энергоснабжения, но имеющих доступ к древесной биомассе.

Аналогичные работы интенсивно проводятся в военно-промышленном комплексе США и странах ЕС.

Соотношение между продуктами переработки древесины может регулироваться по требованию Заказчика. В базовом варианте производительность технологии по древесине естественной влажности – 2 т/час, по дизельному топливу – 240 кг/час, печному топливу – 10 кг/час, питьевой воде – 10 кг/час, электрической энергии – 9,5 кВт, тепловой – 30 кВт. На собственные технологические потребности расходуется 15% полученных энергоносителей.

Оборудование для получения энергоносителей может комплектоваться агрегатами для утилизации органосодержащих отходов жизнедеятельности воинских подразделений. Технология, использованная в этом устройстве, основана на свойствах воды, находящейся в сверхкритическом состоянии (сильно сжатой и нагретой). Оборудование потребляет только жидкие отходы, работает на собственном энергобалансе и сохраняет воду в рецикле.

Завершена стадия НИР. Основные схемные решения проверены в условиях стендов и опытных производств. Устранены технические риски при установке технологии.

## **Космические системы жизнеобеспечения: обеспечение жизнедеятельности экипажа лунной базы**

Зарецкий Б.Ф., Малозёмов В.В., Морозов Г.И.  
МАИ, г. Москва

Видимо, ближайшей целью развития обитаемой космонавтики будет освоение Луны и создание лунной базы [1]. Мы рассматриваем один из возможных вариантов реализации. Заглублённые жилой и производственный отсеки. Расположенные на поверхности Луны космодром, зона добычи сырья, транспортные средства. Для транспортных средств могут быть предусмотрены заглублённые гаражи. В жилом отсеке имеются квартиры для экипажа станции и



каюткомпания, центр управления, отделение для расположения комплексной системы жизнеобеспечения (КСЖО). Здесь расположены подсистемы ФХСЖО, БТСЖО, СОТР. В производственном отсеке располагается энергетическая установка лунной базы. Здесь господствует электротехника Теслы. Все процессы полностью автоматизированы на основе компьютерных сетей. АСУ КСЖО играет доминирующую роль. АСУ КСЖО создана на основе разработанных нами ранее принципов [2,3]. Подсистемы ФХСЖО продублированы с целью повышения живучести. АСУ КСЖО более сложная и разветвлённая по сравнению с рассмотренными нами ранее примерами реализации. Все подсистемы созданы с учётом достаточной наблюдаемости технологического процесса с возможностью прогнозирования возникновения нештатных ситуаций. Вся КСЖО вместе с АСУ относится к классу сложных систем. Накоплен достаточный опыт эксплуатации подсистем КСЖО на околоземных станциях. Надёжно установлено, что имеет место счётное множество возможных нештатных ситуаций. Поэтому АСУ КСЖО автоматически идентифицирует все нештатные ситуации и выдаёт однозначные рекомендации экипажу по их локализации и устранению. Имеется бортовой журнал для дублирования этой функции и повышения живучести лунной базы. Каждый сотрудник экипажа лунной базы оснащён системой контроля его состояния здоровья и местонахождения. Это упрощает работу КСЖО с АСУ и обеспечивает максимальную живучесть и комфортность экипажа. В составе АСУ предусмотрен тренажёр (скорее всего, виртуальный) для поддержания профессиональных навыков сотрудников лунной базы. Критерии максимальной живучести и комфортности являются доминирующими при создании и функционировании лунной базы. При разработке КСЖО вместе с АСУ используется системный подход, обеспечивающий максимальную автоматизацию процесса. Такая АСУ КСЖО обеспечит максимальную автономность жизнедеятельности экипажа станции. Она также обеспечивает необходимую связь с наземным ЦУП. Накопление опыта эксплуатации лунной базы послужит основой для освоения других планет солнечной системы.

### **Особенности космических исследований на российском сегменте МКС**

Мотырева Е.Е., Прохорова Е.П.  
МАИ, г. Москва

Современная наука уже давно достигла такого уровня, когда изучения Земли и околоземного пространства ей становится мало. Затраты на космические исследования на данный момент занимают значительную

долно в бюджетах большинства достаточно развитых экономик. Объективный ход истории привел к тому, что космическое пространство, с одной стороны, дало странам еще одну возможность доказать свое превосходство в конкурентной борьбе, с другой же - стало ареной расширяющегося международного сотрудничества.

Примером, доказывающим существование этого, является Международная космическая станция. Тесное взаимодействие стран в рамках проекта позволяет проводить исследования, открывающие новые горизонты для науки. Но не все так гладко, когда дело касается экономики или политики. С точки зрения этих двух сфер МКС представляет собой целый комплекс спорных моментов, среди которых особенно выделяется проблема разделения ресурсов, ведь именно они являются ограничительным фактором для определения масштабов проводимых на борту исследований. Следствием этих ограничений является то, что доля, занимаемая Россией на Международной космической станции, оказывается недостаточной для полноценного раскрытия научного потенциала и получения желаемого эффекта. В стесненных условиях приходится очень тщательно отбирать наиболее значимые эксперименты, остальные осуществлять по остаточному принципу.

В данном докладе будет представлена методология выбора наиболее перспективных направлений космических исследований, проводимых на российском сегменте МКС.

### **К вопросу мониторинга работы стенда ВЧ нагрева ионосферы HAARP из космоса**

Гуреев Э.Д., Мурлага А.Р.

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

Ионосфера – область верхних слоёв земной атмосферы, где входящие в её состав газы частично ионизованы, в основном под влиянием солнечного излучения. С помощью вырабатываемых наземными нагревными стендами мощных радиоволн, направленных вертикально вверх, в ионосфере можно вызывать заметные локальные возмущения, в результате чего формируется вторичное излучение, характеристики которого определяются параметрами сигналов стантов (вид и частота модуляции, поляризация и положение главного лепестка диаграммы направленности антенны). Подобные вторичные излучения могут использоваться в том числе:

для систем локации и связи;

для дистанционного (в т.ч. подповерхностного) зондирования удалённых территорий.

В настоящем докладе предложено построение спутниковой системы квазинепрерывного мониторинга самого мощного и технически оснащенного из наземных нагревных стендов – стенда HAARP (180 элементная ФАР, расположенная в США, шт. Аляска).

Приводятся результаты, показывающие, что на базе высокоэллиптических орбит невозможно построить универсальную систему прямого квазинепрерывного мониторинга стенда HAARP.

Делается вывод о потенциальной возможности решения поставленной задачи при условии использования низких орбит либо установки на находящихся на высокоэллиптической орбите спутниках радиолокатора.

### **Обеспечение аэроупругой устойчивости беспилотного летательного аппарата на этапе эскизного проектирования**

Неделин В.Г., Парафесь С.Г.

МАИ, г. Москва

Одной из важнейших проблем проектирования высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ). Аэроупругое взаимодействие БЛА с САУ можно представить в виде многосвязного контура. В этом контуре две линии обратных связей: через податливость рулевого привода и тракт управления. Такая структура указывает на возможные виды потери динамической устойчивости: рулевые и корпусные формы флаттера, потеря устойчивости в системе «привод – руль» и в контуре «упругий ЛА – САУ».

Проблемы, связанные с обеспечением устойчивости многосвязного контура «упругий ЛА – САУ», следует решать, начиная с этапа эскизного проектирования. Выявление факта наличия колебаний в контуре лишь на завершающих этапах проектирования (при наземных и летных испытаниях) приводит к значительным дополнительным затратам средств и времени на проведение мероприятий по их устранению. Наилучших результатов следует ожидать при комплексном проектировании конструкции и САУ. С этих позиций разработан итерационный подход, включающий три стадии. Первая стадия – выбор структуры и основных параметров контура стабилизации САУ. Вторая стадия – раздельное проектирование подсистем: конструкции БЛА и САУ (включая, систему стабилизации и рулевой привод) с целью получения наилучшего конструктивно-технологического решения БЛА с позиций конструктивного и технологического совершенства, и САУ, рациональной с точки зрения законов управления и стабилизации БЛА, массы, габаритных размеров, стоимости. На этой стадии проектирование подсистем БЛА ведется традиционными, наиболее

приемлемыми для них методами с соблюдением требований, сформулированных на первой стадии. Третья стадия – согласование структуры и параметров конструкции БЛА и САУ с целью удовлетворения требования аэроупругой устойчивости.

Обеспечение устойчивости многосвязного контура «упругий ЛА – САУ» достигается:

выбором соответствующей структуры контура стабилизации САУ;  
рациональным размещением датчиков САУ по длине корпуса БЛА (рациональным размещением датчиков по отношению к пучностям и узлам соответствующих форм колебаний корпуса);

выбором средств компенсации сигналов датчиков, обусловленных упругими колебаниями БЛА, в том числе фильтров в соответствующих трактах САУ, направленных на подавление наиболее опасных тонов колебаний конструкции БЛА;

согласованным выбором характеристик рулевого привода и конструкции БЛА.

### **Исследование паяных соединений выполненных припоем СТЕМЕТ 1301А сопел верхних для выявления причин разрушения в процессе стендовых испытаний двигателей и их устранение**

Астрединов В.М., Нечаева О.А., Щетинин Ю.А.

КБХА, г. Воронеж

Для снижения массы сопел камер сгорания и повышения рабочих параметров двигателя вместо традиционно применяемой для изготовления стенок внутренних стали 12Х18Н10Т с низкими прочностными параметрами введена сталь ЭП750, что потребовало внедрения новой технологии производства сборочной единицы. Для пайки сопел внедрили новый припой СТЕМЕТ 1301А на никелевой основе.

Сопла, изготовленные по новой технологии, прошедшие прочностные испытания с большим запасом прочности, при огневых испытаниях в составе двигателя периодически стали разрушаться. В основном разрушение проходит по соплу верхнему в области высокого давления. Исследование причин возникновения разрушений и поиск мер по их устранению стало важной задачей на данном этапе.

Для выявления причин неработоспособности сопел провели ряд комплексных металлографических исследований, включающих макро- и микроструктурный анализы разрушенных и неразрушенных участков, электроннофрактографические и энергодисперсионные исследования.

Обобщив результаты исследований сопел верхних, разрушенных при стендовых испытаниях двигателей, были определены основные причины, приводящие к разрушению:

- строчечные выделения оксикарбонитридов бора, расположенные вблизи стенки внутренней, которые ослабляют (охлаждают) паяное соединение;
- надрывы в галтелях паяного шва (в месте удвоения рёбер), распространяющиеся в материал стенки внутренней;
- непропаи на участке между перепускными канавками;
- повышенный уровень напряжений (включая сдвиговые) в исследуемой области.

Для устранения причин возникновения дефектов были проведены следующие работы, которые дали положительный результат:

- Изменена конструкция стенки внешней и внутренней сопла верхнего.
- Проведена экспериментальная работа по определению прочности паяного соединения (припой СТЕМЕТ 1301А) на сдвиг в комбинации материалов.
- Проведен сравнительный анализ характера разрушения паяных соединений в комбинации материалов.
- Проводятся экспериментальные работы по использованию при пайке безборового припоя СТЕМЕТ 1307.

### **Применение алюминиевых сплавов на основе системы Al-Mg-Sc в конструкциях топливных баков ракетно-космической техники**

Николаева О.В.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

В настоящее время при производстве ракетно-космической техники уделяется большое внимание использованию экологически чистого криогенного топлива основанного на двух криожидкостях – жидком водороде, применяемого в качестве горючего и жидком кислороде, используемого в качестве окислителя в современных ракетных двигательных установках.

Использование жидких водорода и кислорода в технике приводит к тому, что конструктивные элементы эксплуатируются при температурах вплоть до  $-253^{\circ}\text{C}$ .

До настоящего времени для криогенных конструкций ракетно-космической техники, в нашей стране, применяли два вида алюминиевых сплавов: термически неупрочняемый сплав марки АМг6, системы Al-Mg, работоспособный до температуры  $-196^{\circ}\text{C}$  и термически упрочняемый сплав марки 1201, системы Al-Cu-Mn, работоспособный до температуры  $-253^{\circ}\text{C}$ .

На сегодняшний день ФГУП ГКНПЦ им. М.В.Хруничева большое внимание уделяет сплавам марок 01570 и 1545K системы Al-Mg-Sc, как основным конструкционным материалам для изготовления сварных

емкостей (топливных баков) современных ракетносителей и разгонных блоков.

Сплавы на основе системы Al-Mg-Sc отличаются более высокой прочностью, пластичностью как основного металла, так и сварного соединения при криогенных температурах, имеют меньшую плотность по сравнению со сплавами марок АМг6 и 1201, что принципиально важно для изделий космической техники. Сплавы имеют удовлетворительную коррозионную стойкость против общей коррозии и обладают высокой технологичностью в условиях металлургического и машиностроительного производства.

Применение сплавов на основе системы Al-Mg-Sc, взамен традиционным алюминиевым сплавам, позволит значительно улучшить энергомассовые, эксплуатационные и экологические характеристики изделий ракетно-космической техники.

### **Сравнительный анализ схем попутного выведения КА на ГСО**

Загорков А.Н., Ошкин А.Е.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

В работе исследуется задача выбора оптимальных баллистических схем выведения КА на геостационарную орбиту (ГСО) с использованием двигателей большой и малой тяги. Предлагается схема решения многокритериальной задачи оптимизации выведения на ГСО, в качестве главных критериев рассматриваются массы выводимых основной и попутной нагрузок и продолжительность выведения. Рассмотрены четыре основных схемы выведения КА с геопереходной орбиты (ГПО) на ГСО, в том числе, с использованием электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) и стационарного плазменного двигателя (СПД).

При выборе оптимальной схемы выведения в качестве главных критериев принимались массы основного КА, попутного КА, время перелета и  $\Delta M$  – величина, характеризующая необходимое увеличение массы основного КА, которое обеспечивает перелет по данной схеме. В  $\Delta M$  входят массы дополнительного топлива и конструкции (баки, ДУ, оборудование).

Из результатов следует, что, при использовании в качестве главного критерия продолжительности времени перелета, лучшим вариантом выведения является использование только РБ, однако масса попутного КА при таком выведении будет минимальна.

При использовании в качестве главного критерия массы попутного КА, выводимого на ГПО, лучшей является схема комбинированного выведения с помощью РБ и ЭРДУ. Варьируя временем выведения

основного КА, можно запустить вместе с основным КА – попутный КА с массой, превышающей исходную, на 20%.

При выведении основного КА с использованием РБ и собственной ХДУ, можно запустить вместе с основным КА - попутный КА. Масса попутного КА и продолжительность времени выведения будет меньше, чем при выведении по второй схеме, однако, при штатном функционировании КА, ХДУ не нужна, вместе с тем ее установка на основной КА предполагает существенные изменения в его конструкции и алгоритмах управления.

При выведении с помощью РБ + ХДУ + ЭРДУ основного КА на ГСО можно получить выигрыш по массе попутного КА (как и в варианте РБ + ЭРДУ), при этом возможно снижение продолжительности времени выведения. Недостатки будут те же, что и у третьей схемы выведения.

### **Проблемы создания миниатюрного широкополосного акселерометра на основе ИСР – технологий для изделий РКТ**

Папко А.А., Калинин М.А., Макаров Е.А., Малкин Ю.М.

НИИФИ, г. Пенза

Эффективность использования бортового оборудования подвижных объектов (самолётов, космических аппаратов и др.) во многом зависит от решения комплекса проблем повышения его надёжности, продления ресурса, прогнозирования и оперативного устранения отказов. С износом оборудования в системах и комплексах с длительными сроками активного функционирования существенно возрастает роль контроля динамических параметров силовых агрегатов и конструкций с целью предсказания допустимых сроков их эксплуатации, а в ряде случаев и для предупреждения катастроф. Наиболее информативными способами решения указанной задачи являются вибромониторинг и вибродиагностика.

Количество механической энергии, излучаемой работающим агрегатом в окружающее пространство, является наиболее информативным параметром, определяющим состояние электромеханического работающего механизма. Наиболее эффективно эта энергия определяется с помощью пьезоэлектрических вибрационных преобразователей. Поэтому создание миниатюрного широкополосного акселерометра с высоким динамическим диапазоном – актуальная научно-техническая задача, а его внедрение позволит повысить достоверность диагностической информации, и, следовательно, увеличить вероятность безотказной работы диагностируемого оборудования благодаря более точной его балансировке, снизить вероятность возникновения техногенных катастроф и т.д.

Представлены результаты разработки миниатюрного широкополосного акселерометра на основе ICP – технологий, построенного на сдвиговом пьезоэффекте со встроенным микроэлектронным усилителем, обеспечивающим низкий выходной импеданс. Питание акселерометра осуществляется от источника питания постоянного тока. Снятие информативного сигнала и питание датчика осуществляются по двухпроводной линии. Датчик, построенный по такому принципу, имеет ряд преимуществ перед традиционными датчиками:

- возможность работы на длинную кабельную линию;
- возможность непосредственного подключения к стандартным устройствам считывания, записи или приёма данных;
- расширенный частотный диапазон измерений;
- улучшенные массогабаритные и энергетические характеристики.

В качестве материала пьезоэлемента обоснован выбор лантан-галлиевого танталата (лангатата), который обладает уникальным сочетанием физических свойств, обеспечивающим применение его в пьезотехнике.

В докладе представлен анализ решений, обеспечивающих высокие характеристики миниатюрного широкополосного акселерометра, а также результаты экспериментальных исследований.

## **Совершенствование методов количественной оценки экологической опасности наземных аэрокосмических систем**

Пичулин В.С., Морозов Г.И., Холоимова А.С.

МАИ, г. Москва

Используемые до настоящего времени методы оценки показателей экологической опасности наземных аэрокосмических систем в ряде случаев имеют существенную погрешность, к тому же не всегда позволяют оценить роль отдельных хозяйственных объектов в загрязнении окружающей среды (ОС). В связи с этим возникает необходимость совершенствования методов оценки и средств измерения экологической опасности ОС и способов ее оздоровления.

Авторы рассмотрели возможности применения методики, разработанной ранее профессором кафедры 607 Морозовым Г.И., для количественного анализа экологической опасности промышленных объектов. Методика позволяет получить количественную оценку экологической опасности исследуемого объекта с поэтапным уточнением ее величины. Наряду с расчетом абсолютной величины опасности начиная с объема выбросов веществ в ОС и до установления размера причиняемого ущерба возможно также определение относительной экологической опасности каждого объекта, которая



может быть выражена доля выбросов на определенную территорию, включающую и другие объекты. Получаемые при этом количественные оценки оказываются более долговременными, чем абсолютные. В итоге исследуемые объекты ранжируются по величине своего вклада в общее загрязнение ОС. По этому методу могут быть выделены объекты с наибольшим вкладом и объекты, роль которых в загрязнении ОС невелика, что часто важно при принятии решений о мерах по снижению экологической опасности.

Авторами разработана программа, вычисления на ЭВМ величин экологической опасности объектов с минимальными временными затратами. Она позволяет определять вклад каждого объекта в количество общих выбросов территориальной хозяйственной системы, в рамках которой функционирует каждый рассматриваемый объект. При расчетах могут быть определены величины производственных выбросов каждого объекта, их токсичность, воздействие на население и размер экономического ущерба. В программе учитываются газообразные выбросы в атмосферу, сброс сточных вод и объемы накапливающихся твердых отходов.

Применение разработанной программы позволяет существенно упростить процесс оценки опасности воздействия исследуемых объектов на ОС в целом и на каждую его сферу, что способствует принятию своевременных и эффективных мер для исправления экологической ситуации.

### **Вопросы эксплуатации регенерационных систем обеспечения газового состава Российского модуля Международной космической станции**

Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Кочетков А.А., Гаврилов Л.И.  
НИИхиммаш, г. Москва

Сегодня при эксплуатации регенерационных систем обеспечения газового состава (РСОГС) экипажа Международной космической станции (МКС):

- каждая РСОГС эксплуатируется без учета связи с другими системами;
- на работу РСОГС влияют нештатные ситуации (НшС) и отклонения параметров в других системах и сбои бортового управляющего компьютера;
- получаемая информация о работе РСОГС поступает на Землю лишь частично, отсутствует ее обработка и своевременный анализ.

Это затрудняет адекватную оценку состояния РСОГС, увеличивает риск возникновения НшС и приводит к более низкому ресурсу системы.

Поэтому предлагается комплексный подход к эксплуатации как уже созданных, так и разрабатываемых РСОГС. Подход предусматривает:

Максимально возможный сбор всей информации о работе системы, ее автоматизированная обработка и создание базы данных, что позволит

- дать более полную оценку параметров РСОГС и ее комплектующих;
- прогнозировать техническое состояние РСОГС при работе;
- распознать и локализовать НшС на раннем этапе развития.

Изменение методик эксплуатации РСОГС, которые должны учитывать:

- влияние параметров других систем и НшС в них на работу РСОГС;
- влияние параметров РСОГС и НшС в ней на работу других систем.

Изменение идеологии управления РСОГС, с целью

- минимизировать влияние НшС с бортовым компьютером на РСОГС;
- изменять алгоритм управления при эксплуатации РСОГС.

Максимально сократить ручные операции экипажа с РСОГС, чтобы

- снизить затраты времени экипажа;
- минимизировать влияние «человеческого фактора».

Подключение к РСОГС дополнительного оборудования, которое

- даст возможность устранить отказы и НшС с РСОГС;
- повысит уровень безопасности эксплуатации РСОГС;
- дополнительно увеличит ресурс работы РСОГС.

Указанный комплексный подход позволяет:

- более полно реализовать на борту космической станции возможности, заложенные в РСОГС, в том числе увеличить ресурс систем;

- определить направления дальнейшей модернизации РСОГС.

Предлагаемый комплексный подход был применен при эксплуатации Российской системы электролизного получения кислорода «Электрон-ВМ» на борту МКС. В результате, технологический блок (ТБ) № 009 системы «Электрон-ВМ» в 2006-2011 гг. наработал до отказа 1265 суток ( $\approx 3,5$  года). Ранее максимальная наработка на борту МКС составляла 456 суток для ТБ № 005 в 2002-2005 гг. (ТБ имеет заложенный ресурс 365 суток и массу 160 кг).

### **Особенности применения базальтопластиков в силовых элементах конструкций ЛА**

Афанасьев Ю.Л., Мерзляков Г.А., Пономарев В.Б.,  
Рафаилов А.Г., Резниченко В.И.  
МАИ, г. Москва

Использование композиционных материалов в силовых элементах авиационных конструкциях (АК) находит все большее применение. Среди них особое место занимают базальтопластики. По прогнозам

специалистов базальто - стеклопластики - материалы XXI века, они придут на смену традиционным материалам в ближайшие годы в первую очередь там, где требуется повышенные показатели прочности, долговечности, температуроустойчивости, химической и коррозионной стойкости.

Президент России В.В. Путин на открытии в Ганновере апреле 2005г. в числе гражданских прорывных технологий, предлагаемых Россией, наряду с нанотехнологиями назвал и производство базальтового волокна, труб и другой продукции на его основе. В этой сфере Россия пока опережает другие страны.

Применение базальтопластиков в замен дорогостоящих металлических сплавов позволяет в несколько раз снизить массовые характеристики, повысить надежность и долговечность АК в агрессивных средах, в 1,5-2 раза уменьшить трудоемкость их изготовления, а также обеспечить ряд специальных свойств, таких как радиопрозрачность, трудногорючность и диэлектрические свойства, необходимые при эксплуатации ЛА.

Приведены конкретные примеры с применения композиционных материалов на основе базальтопластиков в авиационной и машиностроительной областях, а также в строительной индустрии.

### **Применение отсечки тяги как управляемой критической ситуации в РДТТ**

Уразбахтин Ф.А., Рыбин А.Н., Харинова Ю.Ю.  
ВФ «ИЖГТУ имени М.Т. Калашникова», г. Воткинск

Отсечка тяги (ОТ) используется при управлении движением ракет, а именно:

- 1) для изменения скорости полёта ракеты;
- 2) при разделении ступеней;
- 3) запуск аварийных двигателей.

В соответствии с назначением системы ОТ должны иметь необходимые условия работы:

- 1) заданное время срабатывания (обеспечивающее минимум импульса последствия);
- 2) возможность выполнения операции вне зависимости от внешних условий.

Так как в процессе отсечки тяги РДТТ переходит из одного крайнего состояния в другое, то можно вести речь о критических ситуациях. Возникающие критические ситуации можно классифицировать по следующим признакам: 1) управляемые (изменение критического сечения; спойлеры; инъекция хладагента-охладителя (ХО); отводимый сопловой блок) процессы; 2) неуправляемые (вскрытие дополнительных

окон; реверс-сопла) процессы; 3) механическая ОТ (вскрытие дополнительных окон и сопел); 4) химическая ОТ (введение твёрдого, жидкого или газообразного хладагента) и др.

Основными недостатками механической ОТ являются значительные возмущающие силы и тепловое воздействие на элементы корпуса, возникающие после открытия отсечных сопел. Этим недостаткам лишены системы химической ОТ, здесь используется явление прекращения горения заряда при быстром снижении давления, но её минус – самопроизвольное воспламенение твёрдого топлива (вследствие нагрева поверхности горения излучением от нагретых частей ДУ).

В современных разработках ракетных систем большой дальности применяются конструкции узлов ОТ позволяющие создавать управляемые критические ситуации, в противном случае применяют доводочные двигатели позволяющие выполнить дополнительный манёвр, результат которого – снижение скорости полёта до требуемого значения.

Управляемую критическую ситуацию при отсечке тяги можно создать путём гашения заряда твёрдого топлива с помощью ХО (имеется ряд преимуществ: отсутствие дополнительных окон, газододов, отсутствие факела появляющегося при вскрытии окон). Ввод ХО в камеру сгорания приводит: 1) к снижению температуры продуктов сгорания (за счёт отбора тепла на испарение охладителя и нагрев его паров); 2) к непосредственному воздействию хладагента на горящую поверхность; 3) к падению давления в объёме камеры вследствие резкого снижения температуры продуктов сгорания.

Однако во избежание самовоспламенения твёрдого топлива при ОТ в крупных РДТТ предусматривается повторная подача ХО после гашения заряда. В ряде случаев может оказаться целесообразным комбинированный способ отсечки тяги, при котором гашение заряда достигается открытием дополнительных отверстий, а охлаждение поверхности горения и элементов ДУ – подачей ХО.

## **Методы определения собственных частот элементов системы РДТТ**

Кашина И.А., Сальников А.Ф.

ПНИПУ, г. Пермь

В данной работе проводится исследование нестационарных случайных колебательных процессов РДТТ. Исследования проводятся с помощью положений и математического аппарата теории колебаний. В результате уже на этапе проектирования становится возможным определить благоприятные размеры конструкции РДТТ с точки зрения устойчивости системы. Важнейшая задача в общем комплексе мероприятий по оценке и увеличению вибрационной надежности РДТТ

связана с изучением энергетических процессов, протекающих в отдельных звеньях системы РДТТ. В сложной системе РДТТ свойства отдельных элементов и их связей существенным образом изменяют характеристики собственных и вынужденных колебаний. Существует несколько методов исследования динамических процессов, протекающих в РДТТ. На этапе разработки желательно выбрать наименее сложный и достаточно точный метод оценки виброустойчивости РДТТ. В работе проведен анализ двух методов исследования колебательных процессов в системе РДТТ: с распределенными параметрами и с помощью представления системы РДТТ в виде дискретных масс с упругодиссипативными связями. При сравнении этих методов была произведена оценка по следующим параметрам: сложность, точность и быстродействие. Метод, основанный на представлении системы РДТТ в виде дискретных масс с упругодиссипативными связями, не является точным, но с точки зрения скорости исследования динамики РДТТ позволяет достаточно быстро получить собственные частоты колебаний его элементов. Метод заключается в разделении системы РДТТ на подсистемы, нахождении парциальных частот его элементов и сводится к матричному решению с помощью следующих составляющих: обобщенных координат перемещения, восстанавливающих сил, инерционных параметров, вынуждающих и диссипативных сил, и квазиупругих коэффициентов. С помощью данного метода был составлен алгоритм нахождения собственных частот РДТТ с помощью анализа основной подсистемы в прикладном пакете MatCad. Из двух методов исследования системы РДТТ для определения собственных частот колебаний её элементов метод дискретных масс с упруго-диссипативными связями наименее трудоёмкий и затратный по времени. Метод с распределенными параметрами, является наиболее точным и позволяет провести подробный расчет динамических параметров системы РДТТ.

### **Исследование влияния параметров течения на геометрические и инерционные характеристики тела вращения в обратной задаче гидромеханики невязкой несжимаемой жидкости**

Акимов Е.Н. , Смирнов В.К., Третьяков А.Ю.

МАИ, г. Москва

Рассматривается обратная задача потенциального осесимметричного обтекания невязкой несжимаемой жидкостью. Длина конфигурации задана. Исследуется влияние местного изменения давления на объем конфигурации, величину присоединенной массы. При этом «вариация» давления задается в виде определенной функции, зависящей от конечного числа параметров.

Находится функциональная зависимость объема, присоединенной массы от местоположения «вариации» давления и от самой величины «вариации».

С использованием статистических данных параметрического расчета находится оптимальное местное изменение давления, полученное для максимального объема, минимальной присоединенной массы с учетом различных ограничений на вариацию давления.

Результаты вычислений показали работоспособность алгоритма.

### **Математическое моделирование системы управления тепловым состоянием пилота по физиологическим показателям**

Пичулин В.С., Смирнова Г.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время обеспечение комфортного теплового состояния летчика в изменяющихся условиях окружающей среды и при постоянно меняющемся уровне физической и эмоциональной нагрузки является одной из важнейших задач.

На данный момент существуют системы вентиляции защитного снаряжения, в которых пилоту приходится по собственным теплоощущениям вручную регулировать температуру воздуха, подаваемого в вентиляционный костюм. В результате загруженности пилота работами по выполнению своей основной задачи добиться комфортного состояния не удается, что приводит к перегреву или переохлаждению организма и снижению работоспособности.

Актуальной задачей является разработка автоматической системы управления тепловым состоянием пилота по физиологическим показателям.

В данной работе разработана автоматическая система регулирования теплового состояния пилота по физиологическим показателям, включающая регулятор избыточного давления, регулятор наддува костюмов, кран-эжектор а также дополнительно датчик концентрации углекислого газа, вычислительное устройство, электромеханизм, терморегулятор и переключатель. Приведены схемы работы агрегатов системы, алгоритм и математическая модель автоматического регулирования температуры системой.

Величина энергозатрат пилота, которая является входным параметром в разработанной математической модели, определяется по изменению концентрации углекислого газа в выдыхаемом воздухе. Сигнал от датчика измерения углекислого газа поступает в вычислительное устройство, где в соответствии с построенной моделью производится расчет температуры воздуха, подаваемого в вентиляционный костюм. Математической модель позволяет оценивать тепловое состояние

пилота и в зависимости от общих энергозатрат пилота, а также в зависимости от условий полета (скорость, высота, погодные условия) подбирать необходимую температуру подаваемого воздуха.

С вычислительного устройства сигнал передается на электромеханизм. Вал электромеханизма поворачивает крышку терморегулятора, задавая тем самым температуру подаваемого в вентиляционный костюм воздуха, рассчитанную в соответствии с разработанной математической моделью. Терморегулятор обеспечивает необходимую температуру воздуха за счет термочувствительной пружины, установленной в камере смещения.

Автоматическая система управления тепловым состоянием пилота позволит обеспечивать комфортный тепловой режим летчика в течение всего полета. Это поможет летчику сосредоточиться на выполнении своего полетного задания, что существенно повысит безопасность полета.

### **Анализ и оптимизация конструкции СТА и его теплозащиты перспективного корабля многоразового использования в условиях спуска**

Смирнова Е.М.

РКК «Энергия», г. Королёв

Целью данной работы являлось рассмотрение проблемы сохранения целостности и работоспособности открытых интерфейсных поверхностей стыковочного агрегата (СТА) перспективного корабля многоразового использования при спуске в условиях плазмы и обеспечение приемлемого теплового потока от стыковочной поверхности и крышки люка внутрь корабля с целью сохранения необходимых температурных условий для экипажа.

По предварительным оценкам штатного спуска разрабатываемого корабля в зоне СТА тепловые потоки достигают величин  $30000 \text{ Вт/м}^2$  с длительностью воздействия до 800 сек.

Ввиду сложности процесса теплопередачи от плазмы на элементы корпуса и его механизмов с учетом использования разнородных конструкционных материалов, для определения температурного режима критичных узлов и элементов конструкции необходима разработка уточненной тепловой модели СТА.

Использование такой модели для анализа теплового режима элементов агрегата при штатном и нештатном спусках, а также при разбросе траекторий, при котором существенно меняются внешние тепловые потоки, позволит разработать рекомендации по тепловой защите поверхностей СТА и его элементов, а также рекомендации по подбору материалов для конструкционных элементов, которые

невозможно защитить ТЗП, исходя из их функционального предназначения.

В данной работе решены следующие задачи:

Рассмотрена предварительная конструктивная схема корпуса СТА с крышкой и другими механизмами и элементами.

Определены зоны на конструкции агрегата с возможностью установки на них локальных ТЗП для снижения тепловых потоков.

Разработаны расчетные схемы передачи тепловых потоков от плазмы к элементам корпуса агрегата и внутрь гермоконтра ВА.

Определены предварительные площади контакта по защищаемым и открытым поверхностям СТА, используемые в качестве исходных данных для построения модели.

Определена методика предполагаемого исследования.

### **Теоретические и экспериментальные основы создания технологических и технических систем ракетных и ракетно-космических комплексов с применением магнитожидкостных технических средств**

Барышов Д.П., Драгун Д.К., Лысова Е.Д., Сова А.Н., Сова Е.В.

КБ «Мотор», МАДИ, г. Москва

Актуальность темы и решаемой научной проблемы обусловлена повышением значимости разрешения противоречия между отсутствием теоретических и экспериментальных основ создания магнитожидкостных технических средств и необходимостью совершенствования эксплуатационных и технических свойств ракетных и ракетно-космических комплексов с применением новых материалов и технологий.

Целью проведенных исследований является развитие теоретических и экспериментальных основ создания магнитожидкостных технических средств технологических и технических систем ракетных и ракетно-космических комплексов.

Для достижения цели исследований были разработаны следующие основные новые научные результаты: 1) анализ современного состояния и перспективных направлений создания технологических и технических систем ракетных и ракетно-космических комплексов; 2) обоснование направлений совершенствования теоретических и экспериментальных основ создания магнитожидкостных технических средств для технологических и технических систем ракетных и ракетно-космических комплексов; 3) разработка новых и усовершенствованных принципов и методов проведения теоретических и экспериментальных исследований по созданию и применению магнитожидкостных технических средств технологических и технических систем ракетных и



ракетно-космических комплексов; 4) обоснование рекомендаций по использованию новых научных результатов для создания и эксплуатации технологических и технических систем ракетных и ракетно-космических комплексов с применением магнитожидкостных технических средств.

Научная новизна результатов исследований заключается в том, что обоснованы магнитожидкостные принципы и механизмы повышения теплоотдачи от нагретых поверхностей к магнитным жидкостям при фазовых превращениях, определены взаимосвязи между направлением, величиной и характером магнитного поля и интенсивностью теплообменных процессов, разработаны способ повышения допустимой скорости движения подвижных агрегатов и метод ее оценки, которые являются усовершенствованием известных результатов и позволяют учесть управление упругой и демпфирующей характеристиками магнитожидкостных систем первичного и вторичного подпрессоривания.

Реализация полученных научных результатов позволит значительно улучшить технические и эксплуатационные характеристики, расширить функциональные возможности технологических и технических систем ракетных и ракетно-космических комплексов с применением магнитожидкостных технических средств.

#### **Исследование свойств модифицированных углепластиков для несущей обшивки обечайки топливного бака**

Соловьев А.Н., Оленин И.Г.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

Одной из главных проблем по разработке конструкций ракетно-космической техники является обеспечение минимальных значений удельной массы, снижение затрат и увеличение энергомассовых характеристик.

Вследствие большой стоимости вывода на орбиту килограмма полезной нагрузки и ограничением на конструирование, эксплуатацию и значение массы полезной нагрузки, связанной с большим собственным весом ракет-носителей, интенсивно ведутся работы по снижению собственной массы ракет-носителей.

Развитие и совершенствование техники тесно связано с областью материаловедения, с широким применением новых конструкционных материалов, важнейшее место среди которых занимают полимерные композиционные материалы (ПКМ).

В настоящее время предпринимаются попытки получения ПКМ с качественно лучшими свойствами за счет введения в матрицу наноразмерных добавок.

В работе показано экспериментальное исследование физико-механических свойств модифицированных углепластиков для несущей обшивки трехслойной цилиндрической обечайки топливного бака. Приводятся данные проведенных испытаний образцов углепластиков с модифицированным связующим и зависимости их свойств от концентрации наномодификаторов.

Анализ результатов испытаний образцов с модифицированным связующим показывает, что наибольший эффект изменения свойств наблюдается в зоне небольших концентраций наномодификатора. При данных концентрациях прослеживается общая тенденция к повышению прочностных и жесткостных свойств углепластика ~ на (15- 50) %.

Проведенные расчетно-теоретические исследования показали, что разрабатываемая трехслойная конструкция силовой обечайки из композиционных материалов позволит облегчить массу топливных баков ~ на 20 %.

### **Управление космическим аппаратом, снижающее дозу радиации, полученную им на орбите**

Старченко А.Е.

РКК «Энергия», г. Королёв

Маневрирование космическим аппаратом (КА) с использованием двигателей малой тяги приводит к увеличению на порядки дозы радиации полученной в радиационных поясах Земли, по сравнению с использованием двигателей большой тяги. Большие дозы радиации существенно снижают срок службы бортовой электроники и приводят к отказу всего КА.

В докладе предлагается способ снижения дозы радиации выбором специального управления движением центра масс КА. Выбор управления, отличного от оптимального по топливу, может привести к увеличению расхода топлива. Поэтому задача снижения дозы формулируется как двухкритериальная задача оптимизации с критериями качества: суммарные затраты характеристической скорости и доза радиации, полученная аппаратом за перелёт. Конечная цель исследования — построение парето-фронтв данной задачи оптимизации.

Используется метод сведения задач оптимизации многовиткового перелёта к задаче линейного программирования высокой размерности [1].

Существенное изменение параметров орбиты за перелёт требует применения итерационного варианта этого метода. Минимизируемым функционалом

является взвешенная сумма приращения относительно предыдущей

итерации характеристической скорости и дозы радиации, полученной за перелёт.

Решение задачи оптимизации при различных значениях весов в целевом функционале дает кусочно-линейное приближение искомого парето-фронта.

Скорости роста доз радиации, используемые в записи целевого функционала, вычисляются в конечно-разностном приближении с помощью систем расчёта дозы SPENVIS (ESA) и GeoDos (ПКК «Энергия»). Задачи линейного программирования, возникающие на каждой итерации, решаются средствами MATLAB Optimization Toolbox (Linear Interior Point Solver, [2]).

Предложенным методом получен парето-фронт, демонстрирующий малое снижение дозы при почти неизменном расходе топлива. Для увеличения эффекта снижения дозы автором предложен ряд оригинальных методов, основанных на принципе наименьшего действия, на неединственности управления с заданным расходом топлива, принципе Ферма для распространения света и т. д.

Список литературы:

[1] Ulybyshev, Y. Continuous Thrust Orbit Transfer Optimization Using Large-Scale Linear Programming / Y. Ulybyshev // Journal of Guidance, Control and Dynamics. — 2007. — March-April. — V.30, №2

[2] Zhang Y. Solving Large-Scale Linear Programs by Interior-Point Methods Under the MATLAB Environment // Technical Report TR96-01 — Baltimore County, Baltimore, MD: Department of Mathematics and Statistics, University of Maryland, 1995.

### **Аппаратура оперативного контроля чистоты поверхности топливных систем изделий ракетно-космической техники**

Бородин М.С., Сутырин А.А., Хмельщиков М.В.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

При создании различных элементов РКТ (топливных баков, двигательных установок и т.п.), контактирующих с компонентами криогенного ракетного топлива поверхностная плотность масляных загрязнений, образующихся после механической обработки, не должна превышать  $100 \text{ мг/м}^2$ . Существующая методика измерения плотности загрязнения заключается в снятии проб (смывок) с контролируемой поверхности и последующим анализом на флюориметре в лабораторных условиях. Недостатками методики являются: высокая продолжительность по времени, трудоёмкость и применение расходных материалов.

Проведённые исследования показали возможность создания методики и аппаратуры свободной от указанных недостатков. При этом были решены следующие задачи:

- оптимизация энергетических и спектральных характеристик возбуждающего излучения и выбор соответствующей элементной базы для излучателя и приёмника излучения;
- определение зависимости интенсивности флуоресценции от количества масла и её повторяемости;
- разработка алгоритмов проведения измерений и обработка их результатов с помощью встраиваемого микроконтроллера.

В качестве излучателя были использованы УФ-светодиоды с прямым током в импульсном режиме до 1 А, а высокая чувствительность для обнаружения флуоресценции масляных загрязнений была обеспечена применением матричных лавинных фотодиодов с усилением до  $10^6$ , допускающих засветку во включённом состоянии.

Разработанный компактный макет измерителя массой не более 2 кг позволяет оперативно проводить контроль чистоты путём непосредственных измерений на поверхности изделия за несколько секунд.

### **Проектирование траектории выведения космического аппарата на систему гелиоцентрических орбит для исследования Солнца**

Константинов М.С., Мин Тейн

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается проектирование траектории выведения космического аппарата (КА) на систему гелиоцентрических рабочих орбит, позволяющих исследовать полярные области Солнца. Предлагаемая система рабочих орбит включает несколько гелиоцентрических орбит, характеризующихся относительно небольшим радиусом перигелия орбиты и относительно большим наклоном к плоскости эклиптики. Для прямого выведения КА на такую систему гелиоцентрических орбит требуется обеспечивать большие значения гиперболических избытков скоростей отлета от Земли. Рассматривается возможность обеспечения необходимого гиперболического избытка скорости за счет использования гравитационного маневра у Земли.

Предполагается, что ракета-носитель (РН) выводит КА на низкую околоземную орбиту. Химический разгонный блок (ХРБ) обеспечивает небольшой гиперболический избыток скорости отлета от Земли и отделяется от КА. Благодаря работе двигательной установки (используется либо электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) либо ХРБ) на этом участке траектории реализуется встреча КА с Землей

для осуществления гравитационного маневра у Земли. Весь последующий сложный маршрут выполняется без использования маршевой двигательной установки. После гравитационного маневра у Земли КА достигает окрестности Венеры. У Венеры последовательно выполняются серии гравитационных маневров для перехода с одной рабочей гелиоцентрической орбиты на другую.

На начальном этапе формулируется задача условной минимизации затрат массы для реализации полета по маршруту Земля – Земля – Венера с использованием гравитационного маневра у Земли и дополнительного импульса скорости в глубоком космосе на участке траектории Земля – Земля. Полученное импульсное решение используется как начальное приближение для оптимизации траектории Земля – Земля с использованием ЭРДУ используя принципа максимума. Затем исследуется серия гравитационных маневров у Венеры.

Анализируемая транспортная космическая система базируется на РН «Союз – 2», ХРБ «Фрегат» и ЭРДУ «RIT – 22» или ХРБ с удельным импульсом 310с. Приводится сравнение доставляемой массы на систему рабочих гелиоцентрических орбит при использовании ХРБ и ЭРДУ на участке траектории Земля – Земля. Приводятся характеристики гелиоцентрических траекторий для обоих рассмотренных случаев (случаи импульсного решения и решения с малой тягой).

### **Расчетно-параметрические исследования напряженно-деформированного состояния и оптимизация баков и баллонов на основе композиционных материалов**

Тлевцежев В.В., Миронов В.В.

Центр Келдыша, г. Москва

В работе проводится оптимизация комбинированного баллона давления с днищами, цилиндрическая часть которых усилена кольцевым слоем композиционного материала. Основная цель оптимизации – достижение массового совершенства для двухслойных оболочек за счет применения композиционного материала. Оптимизация обечаек баков, выполненных по несущей схеме, проводилась с учетом расчета на устойчивость от осевых сжимающих сил и внутреннего давления. Массовое совершенство данных металлокомпозитных оболочек оценивалось по отношению к массе оболочки вафельной конструкции с одинаковой несущей способностью. Проводился расчет на устойчивость исходной вафельной оболочки и металлокомпозитной оболочки с различной толщиной армированного слоя. Был также предложен метод, позволяющий предотвратить потерю устойчивости оболочки от осевого сжатия. Повысив давление наддува в баке до определенного значения, можно снять величину осевой сжимающей силы. Дальнейший

оптимизационный расчет оболочки можно проводить только с учетом внутреннего давления наддува. Такие баки называются подвесными.

В данном случае оптимизация проводилась с учетом расчетно-параметрического анализа НДС и определения массы равнопрочных цельнометаллических баллонов из алюминиевого и титанового сплавов.

В результате расчета были получены следующие выводы:

При расчете оболочки бака на устойчивость применение композиционного материала оказалось нецелесообразным, поскольку данный метод оптимизации не дает выигрыша по массе по сравнению с исходной оболочкой вафельного типа.

Массовое совершенство двухслойной комбинированной оболочки было достигнуто за счет повышения давления наддува в баке и дальнейшего оптимального расчета оболочки от внутреннего давления. При этом в качестве материала герметизирующей оболочки использовался более высокопрочный титановый сплав ВТ-6С.

### **Высокотемпературный датчик линейных перемещений**

Дмитриенко А.Г., Трофимов А.А.

НИИФИ, г. Пенза

Эффективность развития и эксплуатации современных автоматизированных систем контроля и управления различными технологическими процессами во многом определяется технико-экономическими характеристиками первичных средств сбора и обработки информации, среди которых значительный удельный вес имеют первичные преобразователи (датчики) перемещений. Особо важную роль датчики играют в специальных отраслях науки и техники, таких как ракетно-космическая техника (РКТ), вооружение и военная техника (ВВТ), авиационная техника.

Несмотря на высокий современный уровень развития науки и техники проблемы измерений остаются актуальными из-за экстремальных условий эксплуатации первичных средств измерений, какие имеют место в РКТ и ВВТ.

В настоящее время для измерения осевых и радиальных перемещений валов турбонасосных агрегатов ракетных двигателей используются индуктивные и трансформаторные датчики перемещений, в которых чувствительный элемент – катушка индуктивности - изготавливается измоточного провода. На высокотемпературных двигателях требуется проводить измерение перемещений при температуре до 600 °С.

В ОАО «НИИФИ» разработан датчик перемещений, работающий в условиях воздействия высоких (до 600 °С) температур, в котором катушки индуктивности выполнены методом напыления алюминия на кремниевую подложку по технологии микроэлектроники в несколько

слоев. Каждый слой представляет спиральную обмотку, конец которой соединен с началом такой же обмотки, расположенной в следующем слое. Электрическое соединение пластин осуществляется посредством разварки алюминиевой проволоки на контактные площадки пластин. При наложении пластин друг на друга существует вероятность обрыва проводников, т.к. проволока испытывает механическое воздействие. В связи с этим возникает необходимость контролировать целостность цепи при каждом соединении пластин. Проконтролировать это возможно при дополнительной разварке технологических выводов на контактные площадки пластин.

В результате проведенных исследований по разработке датчиков линейных перемещений получен большой технологический задел, необходимый для дальнейшего проведения работ по созданию высокотемпературных датчиков перемещений для изделий РКТ, ВВТ и авиационной техники.

### **Исследование характеристик летательного аппарата на основе эффекта Бифельда-Брауна**

Токарев А.С., Сверчков Ю., Кроилов В.  
МАИ, ГБОУ СОШ № 224, г. Москва

Интерес к определению летных и технических характеристик летательного аппарата с внешней энергетической установкой, основные свойства которого обусловлены реализацией эффекта Бифельда-Брауна, связан с неизвестностью авторам наличия убедительных теоретических обоснований природы самого эффекта.

Определение летно-технических характеристик проводились с использованием специально разработанного стенда.

Характерные геометрические размеры изготовленных и испытываемых летательных аппаратов составляли порядка 0,2 – 0,4 м, электрическое напряжение энергосистемы – около 20 кВ.

Были выполнены теоретические расчеты, а также а также экспериментальным путем были определены зависимости основных характеристик летательного аппарата, в том числе, подъемной силы, скорости, ускорения летательного аппарата, силы тока в цепи питания, характеристик самой питающей системы, геометрических параметров электродов.

В случае возможности технической реализации космического аппарата рассматриваемой схемы, могут открыться качественно новые возможности осуществления транспортных космических операций.

Исследования проводились творческим коллективом под научным руководством кафедр аэрокосмического факультета МАИ

«Производство аэрокосмической техники» и «Космические системы и ракетостроение».

Работа выполнена в рамках основных направлений деятельности Молодежного многопрофильного конструкторского бюро Северного округа г. Москвы.

### **Изготовление и испытания аэродинамической трубы «ТИМА» (Труба Инновационная Малая Аэродинамическая)**

Жиляев С.И., Ванский С., Тепляков О.

ГБОУ МУК № 25 «Центральный», ГБОУ СОШ 613, г. Москва

Работа посвящена вопросам проектирования и изготовления действующей модели дозвуковой аэродинамической трубы. Основные реализуемые принципы: создание малогабаритной дозвуковой трубы с замкнутым контуром по методу вложенных цилиндров, что позволяет экономить полезный объем рабочей камеры, применение соосной схемы расположения вентиляторов навстречу друг другу, создание слабопульсирующего потока в рабочей зоне.

Чертёжные работы были выполнены в конструкторской программе «ADEM», технологический процесс изготовления был реализован в следующей последовательности:

раскрой материала согласно чертежей деталей,

гибка корпуса трубы для придания цилиндрической формы (два цилиндра, материал – листовая поликарбонат; инструмент – производственный фен),

вырезание кругов для двух профилированных заглушек (материал – листовая поликарбонат; инструмент – резак для вырезания кругов),

гибка лопастей для двух вентиляторов (материал – оцинкованное железо; инструмент – гибочное приспособление), изготовление крепёжной оснастки для двух вентиляторов (материал – сталь; инструмент – токарный и фрезерный станки),

вырезание колец для рёбер жёсткости (материал – белый поликарбонат; инструмент – резак для вырезания кругов),

нарезание пластин для двух рассечных решёток (материал – оцинкованное железо; инструмент – ножницы по металлу),

склеивание критического сечения (материал – картон и зеркальная бумага; инструмент – клей и кисточка),

нарезка длинных полосок для визуализации потока (материал – фольга серебристая; инструмент – ножницы), вырезание двух окошек в корпусе трубы (инструмент – резак по пластику),

сборка и установка во внутренний цилиндр корпуса двух вентиляторов, двух рассечных решёток с прикреплёнными длинными



полосками фольги, установка рёбер жёсткости с техническими отверстиями на поверхность внутреннего цилиндра,

установка и закрепление внешнего цилиндра корпуса к рёбрам жёсткости. установка и закрепление двух профилированных заглушек.

изготовление подставки для трубы (материал – дерево; инструмент – электрический лобзик), установка и закрепление корпуса трубы на подставку,

паяльные работы и монтаж принципиальной схемы блока управления, электромонтажные работы по оснащению корпуса трубы светодиодной лентой, проверка работоспособности блока управления, проведение пуско-наладочных работ.

Основные характеристики собранной аэродинамической трубы: скорость потока – 5 м/с, полное давление – атмосферное, температура в трубе – соответствует температуре окружающей среды, размеры рабочей части: длина, 0,4 м, диаметр, 0,3 м, диаметр критического сечения, 0,24 м.

Характеристический размер объектов испытания: размах крыла – 0,2 м, длина фюзеляжа – 0,25 м.

Все материалы для изготовления макета и модели аэродинамической трубы, а также корпуса пульта управления были получены в мастерской Межшкольного учебного комбината МУК-25 «Центральный».

Общие затраты на изготовление макета составили 321 руб. 41 коп.

Для расширения диапазона скоростного режима работы трубы можно спроектировать сменные сопла, которые удобно менять с целью изучения картины обтекания при различных скоростях набегающего потока. Для получения весовых характеристик модели летательного аппарата необходимо дополнительно установить аэродинамические весы.

Проделанная работа по созданию действующей модели дозвуковой аэродинамической трубы носит явно выраженный творческий характер. Идея применить в конструкции корпуса вложенные цилиндры оказалась очень плодотворной, а соосное размещение, расположенных навстречу вентиляторов явилось новым техническим решением в конструкции дозвуковых аэродинамических труб. Основное преимущество изготовленной аэродинамической трубы состоит в том, что в рабочей части поток более качественный, так как образующиеся после расщепной решётки воздушные вихри не увеличиваются в диаметре, а последовательно вытягиваются вдоль оси потока, затягиваемые вторым вентилятором.

Планируются дальнейшие исследования воздушного потока в рабочей части.

## **Автоматизированная наземная станция сопровождения ДПЛА**

Хорьков Н.В., Дергунов А.А., Журавлев В.Б.

ГБОУ СОШ № 155, г. Москва

В работе рассматриваются вопросы создания мобильной автоматизированной наземной станции сопровождения дистанционно пилотируемых летательных аппаратов. Проектная работа представляет собой следующий этап развития темы «Лаборатория экологического мониторинга на основе полетно-измерительной платформы (ДПЛА)».

Основными задачами реализации проекта являются:

- изучение проблематики наземных средств сопровождения ЛА,
- поиск рациональных проектных решений,
- сборка действующей модели летательного аппарата,
- настройка модели и обеспечение ее интеграции в комплекс

совместно с полетно-измерительной платформой на основе ДПЛА.

Результатом проектной деятельности является действующая модель автоматизированной наземной станции сопровождения дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (наземная станция). Совместно с полетно-измерительной платформой станция является неотъемлемой частью общего большого проекта и не может функционировать отдельно, часть оборудования, необходимого для сопровождения ДПЛА устанавливается на самом ДПЛА.

Станция представляет собой блочно-модульную легкоборную конструкцию. Основные элементы наземной станции: основание (штатив), поворотный узел, передающие и принимающие направленные антенны различных диапазонов, приемник, передатчик, блок управления и контроля, источник питания, устройство вывода информации, монитор, ноутбук.

Также была проведена доработка базовой мультиторной платформы: установлено дополнительное оборудование, необходимое для нормальной работы канала связи и информации “земля-борт”.

В состав оборудования на борту ЛА входят: миниатюрная видеокамера, видеопередающая система с антенной, датчик воздушной скорости с приемником воздушного давления, высотомер, модуль спутниковой навигации GPS, модуль сбора и обработки данных с датчиков, модуль наложения данных на видеосигнал.

Автоматизированная наземная станция по радиоканалу получает информацию с датчиков, установленных на ДПЛА. Благодаря известным координатам летательного аппарата в каждый момент времени, блок управления и контроля выдает управляющие сигналы на поворотный узел. За счет этого осуществляется непрерывное сопровождение ЛА и направленные антенны станции всегда ориентированы наиболее эффективным образом.

Собранная нами наземная станция позволяет решить комплексную задачу сопровождения ДПЛА, осуществлять передачу сигналов управления, прием телеметрии и информации с полезной нагрузки на борту летательного аппарата.

### **Моделирование проектных параметров и режимов движения планетоходов в условиях пониженной гравитации**

Кульков В.М., Крайнов А.М., Орлов Д.В.,

Гусаров А.О., Виноградов Д.М.

НПО им. С.А.Лавочкина, г. Химки

МАИ, ГБОУ СОШ № 224, г. Москва

Традиционный подход к разработке транспортных средств для передвижения по поверхности планет предполагает их экспериментальную отработку для подтверждения работоспособности и надежности выбранной конструкции планетоходов. Такие работы связаны со значительными экономическими и временными затратами на создание экспериментальной базы и проведение испытаний макетных образцов планетоходов в условиях, отражающих реальные условия на поверхности планет. На стендах достаточно сложно обеспечить типовые нагрузки, в том числе низкий уровень гравитации, характерный для астероидов, спутников планет и других небесных тел.

При изучении явлений, связанных с движением планетоходов в условиях пониженной гравитации, динамически подобное моделирование является эффективным средством, позволяющим качественно и количественно воспроизвести процесс движения планетоходов и распространить полученные результаты на натуральный аппарат.

Разработана динамическая модель для исследования динамики движения планетохода. Сравнительный анализ способов передвижения по поверхности планет с различным уровнем гравитации строится на основе динамически подобного моделирования. Для сравнительной оценки динамических характеристик планетоходов вводятся масштабные коэффициенты пересчета параметров при пониженной гравитации по отношению к условиям передвижения на поверхности Земли.

Разработана концепция программно-методического обеспечения для компьютерного моделирования управления движением планетохода. В процессе компьютерного моделирования движения планетохода возможно воспроизведение условий его движения на поверхности планет за счет моделирования среды и действующих на аппарат нагрузок.

Представлен анализ способов передвижения планетохода при пониженной гравитации. Разработана математическая модель передвижения аппарата, анализируются режимы движения планетохода. Показаны энергетические преимущества прыжкового движения для определенного диапазона уровня гравитации и конструктивное исполнение транспортного средства.

Проведены параметрические исследования для характерных режимов движения в условиях планет с различным уровнем гравитации, физико-механическими характеристиками грунта и рельефа поверхности.

### **Разработка универсальной роботизированной аэродинамической платформы для целей обслуживания мобильной лаборатории экологического мониторинга**

Хорьков Н.В., Дергунов А.А., Журавлев В.Б.  
ГБОУ СОШ № 155, г. Москва

В работе рассматриваются вопросы разработки и создания универсальной роботизированной аэродинамической платформы для целей обслуживания мобильной лаборатории экологического мониторинга. Основные требования к целевой полезной нагрузке роботизированной платформы заключаются в задаче создании эффективной конкурентоспособной обслуживающей мобильной системы, обладающей оперативностью, быстротой развертывания, простотой в управлении и обслуживании, способностью автономно работать в экстремальных и опасных для человека условиях, а также в условиях, когда доступ человека либо затруднен и связан с большими материальными затратами, рисками и временем, либо невозможен вовсе.

Основой для разработанной роботизированной аэродинамической платформы служит дистанционно пилотируемый мультироторный летательный аппарат с 4 винтомоторными группами, построенными на основе бесколлекторных электродвигателей; источником электропитания и микропроцессорной системой управления.

При габаритном размере 0,8 м в диаметре и массе 1,3 кг величина полезной нагрузки составляет 0,5 кг, среднее время полета – 20 минут.

Роботизированная платформа способна самостоятельно с высокой точностью соблюдать заданную высоту полета, зависать по команде оператора, выполнять патрулирование по заранее заложенному в память бортовой системы маршруту. Подобные аппараты могут найти применение в самых различных областях помимо экомониторинга. Например: видеосъемка и фотографирование с воздуха археологических участков; актуальных новостей и событий; для создания 3D поверхностей; для наблюдения за ходом развития чрезвычайных ситуаций, стихийных бедствий, для контроля популяций диких

животных; для контроля условий пользования сельскохозяйственных угодий (полей); топографическая съемка; инспекция крыши и труб и т.д.

В результате выполненных работ, завершен начальный этап разработки базовой робототехнической системы, обладающий следующими возможностями:

- вертикальный взлет и посадка,
- возможность зависания и удержания своего положения в пространстве в соответствии с данными GPS,
- полет по маршруту,
- избежание повреждений при незначительных столкновениях с препятствиями за счет защиты винтомоторной группы,
- специальным размещением полезной нагрузки, что обеспечивает её функционирование независимо от работы бортовых систем,
- простотой в управлении, компактностью и надежностью,
- обеспечением программных (автоматических) режимов работы.

### **Универсальное устройство для забора грунта на других планетах**

Чопорова Ж.В., Калягин М.Ю., Бейлин И., Кулагин А.

МАИ, ГБОУ Лицей № 1575, г. Москва

В последнее время человечество проявляет интерес к исследованию Марса. Основных методик две – использование искусственных спутников и использование марсоходов. Работа представляет проектную разработку робота-марсохода.

Созданная действующая модель способна выполнять определенные серии различных команд, задание которых осуществляется программным способом или вручную.

Машина способна самостоятельно по программе передвигаться, имитировать взятие проб грунта, бурение скважин в грунте. Заложена возможность осуществления оценки окружающей обстановки оператором, удаленная трансляция изображения поверхности и ряд других функций.

Базовой задачей для робота-марсохода является сбор данных, необходимых для выбора подходящего места посадки пилотируемого корабля на Марс. Кроме того, в связи с предположением о возможности создания искусственной атмосферы на Марсе (например, с использованием прозрачных куполообразных сооружений) напланетный аппарат может принимать участие в исследованиях самого различного типа в качестве рабочей платформы с имеющимся двигателем и обслуживающими бортовыми системами.

Изготовленная модель может работать, как полностью по небольшой автоматической программе, так и при ручном управлении с использованием беспроводного пульта.

## **Принципы построения мобильной платформы для полунатурного исследования движения планетоходов по поверхности планет земной группы**

Кульков В.М., Крайнов А.М., Орлов Д.В.,  
Гусаров А.О., Виноградов Д.М.  
НПО им. С.А.Лавочкина, г. Химки  
МАИ, ГБОУ СОШ № 224, г. Москва

В работе представлен один из подходов к полунатурному моделированию движения планетоходов, предназначенных для эксплуатации в условиях планет земной группы, проанализированы условия, необходимые для воспроизведения процессов их передвижения при наземной отработке.

При экспериментальном исследовании движения планетных транспортных средств в земных условиях должно быть соблюдено подобие с натурой по геометрическим и массово-инерционным параметрам аппарата, ускорению силы тяжести, физико-механическим характеристикам планетного грунта и рельефу поверхности.

Разработана концепция стенда для полунатурного моделирования управления движением планетохода. В процессе моделирования движения планетохода возможно воспроизведение условий его движения на поверхности планет за счет имитации внешней среды и действующих на аппарат нагрузок.

Представлено методическое обеспечение моделирования динамических характеристик аппаратов для передвижения по поверхности планет земной группы.

Разработан конструктивный облик мобильной платформы для наземной отработки режимов движения планетоходов.

Приведены результаты исследований динамически подобных макетов мобильной платформы для типовых схем транспортных средств и условий их функционирования.

## **Основные проблемы формирования лунной базы**

Чопорова Ж.В., Родин С.  
ГБОУ Лицей № 1575, г. Москва

В докладе рассматривается возможный вариант формирования лунной базы. Основные положения:

1. На Луне достаточно высокий уровень радиационного фона, поэтому нецелесообразно строить обитаемые сооружения лунной базы на открытой поверхности. Предлагается расположить основные помещения в «подлунном» пространстве, углубиться в поверхность

Луны, подготовить необходимую площадку и накрыть ее специальным щитом-куолом, чтобы защититься сверху от обвалов лунного грунта.

2. Представляется рациональной предварительная высадка на Луну автоматических роботов для первоначальной подготовки рабочих площадок. После пробуривания поверхности на необходимую глубину, внутри Луны формируется система помещений, в которых предполагается расположить основную часть лунной базы.

Структура Лунной базы.

1. Основной базы являются модули космической станции. В случае аварии, экипаж сможет вернуться на Землю. Вместимость – 10 человек (3 модуля).

2. Модуль герметизированных оранжерей. Доставлять продукты питания с Земли дорого и непрактично, выращивать растения можно в помещении методами гидропонной агротехники. Растения подвешиваются на сетки в резервуаре и подкармливаются циркулирующими под ними жидкими питательными веществами.

3. Свободного кислорода на луне нет. Сотрудниками Кембриджского университета был создан реактор, который использует оксиды из лунных камней в качестве катодов в электрохимическом процессе для производства кислорода. Было предложено установить на Луне три метровых реактора, которые из трех тонн лунной породы будут добывать тонну кислорода в течение одного года, а за снабжение реакторов энергией будут отвечать либо солнечные батареи, либо небольшой ядерный реактор. Следует отметить, что доставка кислорода на Луну с Земли оценивается величиной порядка 100 млн. долл. США за тонну.

4. На Луне предполагается наличие связанной воды, в составе лунной базы требуется наличие технологического модуля для получения и хранения воды.

5. Для изучения Луны и ее полезных ископаемых требуется научный модуль, в его лабораториях должны будут работать ученые: физики, химики и биологи, проводить различные эксперименты в условиях низкого ускорения силы тяжести и в условиях глубокого вакуума, исследовать виды космических излучений, а также условия жизни растений и контролировать работу развернутого лунного производства.

6. В составе лунной базы требуется медицинский (медико-биологический) модуль.

7. Для перемещения человека по лунной поверхности предлагается использование лунного автомобиля. Транспортное средство должно быть оборудовано герметической кабиной, в которой находится все необходимое для обеспечения жизнедеятельности находящегося в нем человека в течение определенного времени. Более простым

устройством, чем лунный автомобиль, является транспортный аппарат типа "луноход", с помощью которого осуществляется транспортировка по поверхности Луны человека в скафандре и грузов. Источниками электропитания для лунных автомобилей и луноходов будут служить солнечные батареи днем и электрические химические батареи, а также радиоизотопные энергетические установки лунной ночью. Радиоизотопная установка может быть использована как для подзарядки батарей, так и для питания нагревателей во время лунной ночи.

8. Требуются роботизированные системы для добычи и перевозки полезных ископаемых.

9. В составе базы должен присутствовать модуль управления, обеспечивающий связь с Землей, а также управление всей лунной базой.

10. Для вырабатывания электричества можно использовать солнечные батареи. Они будут давать больше энергии, чем на Земле, так как у Луны отсутствует атмосфера, и солнечное излучение не ослабляется. Так как предполагается, что одной из основных задач создания лунной базы будет добыча гелия-3, то его впоследствии также можно будет использовать и на Луне для выработки энергии.

11. Чтобы персонал Лунной базы мог поддерживать себя в хорошей форме и иметь возможность отдохнуть, предлагается разместить в составе долговременной лунной базы модуль для досуга со спортивным центром, комнатой отдыха и библиотекой. Скорее всего, в особых лунных условиях появятся совершенно новые виды спорта.

12. Для обеспечения максимальной безопасности всему персоналу лунной базы потребуется хороший герметик – в нашем случае это магнитная жидкость. Для ее хранения нужны дополнительные технические системы.

14. Чтобы осуществлять постоянный контроль за всеми объектами лунной базы потребуется беспилотный летательный аппарат, оснащенный различными детекторами и видеокамерами. Выбор его параметров и характеристик, а также параметров всех других технических систем является самостоятельными научными и инженерными задачами.

Представляется, что идея создания лунной базы является очень перспективной. В рамках проведенных исследований изготовлена действующая модель робота-транспортера.

### **Робототехническая система для обслуживания лунной базы**

Чопорова Ж.В., Калягин М.Ю., Бурковский Б.

МАИ, ГБОУ Лицей № 1575, г. Москва

В работе представлена действующая модель робота, который способен во многом заменить деятельность космонавта на Луне.



Изготовленная модель работает от аккумулятора. Она оборудована двумя двигателями, которые приводят в движение колеса. С помощью установленного датчика звука определяется наличие звуковых волн, вследствие чего обеспечивается объезд препятствий.

Модель также может управляться с помощью встроенного канала Bluetooth.

Действующая модель проектировалась для работ в экстремальных условиях, использование гусениц возможно в условиях Луны, однако предлагается четырехколесный вариант, предполагается, что колеса будут более эффективными и меньше повреждаться. Представленная модель обладает повышенной проходимостью и достаточно высокой скоростью передвижения.

В качестве источника энергии у полномасштабного робота предполагается использование естественного источника – солнечного излучения. Получаемой с помощью солнечных панелей энергии будет собираться в несколько раз больше, чем в земных условиях.

При создании модели предполагалось, что робот будет обеспечивать обработку лунного грунта и его транспортировку на лунную станцию для последующей переработке и добычи из грунта полезных ископаемых, например, гелия-3.

### **Принципы моделирования летательных аппаратов с малой удельной нагрузкой на крыло**

Чернышов А.Н., Круглов Д.А., Кульков Е.М.  
МАИ, ГБОУ СОШ № 726, г. Москва

Одним из направлений в создании средств для полета в области низких скоростей является разработка летательных аппаратов, представляющих собой гибрид планера и воздушного змея. Малая нагрузка на крыло обеспечивает возможность барражирования в заданном районе с минимальными затратами мощности, а при использовании аппарата в режиме воздушного змея он может длительное время висеть на привязи над определенной точкой поверхности Земли.

По аэродинамической схеме аппарат представляет собой биплан.

Крыльевой модуль биплана выполнен в виде жесткой коробчатой конструкции, образованной крыльями (верхним и нижним) и вертикальными перемычками, выполняющими одновременно роль стабилизаторов. Верхнее крыло смещено по отношению к нижнему крылу для уменьшения их взаимного влияния. Рули высоты вынесены вперед по схеме “утка”, рули направления размещены на вертикальных перемычках, а элероны расположены на крыле.

Аппарат снабжен двигателем для выполнения маневров и осуществления крейсерского полета. В случае отказа двигателя возможно безмоторное планирование несущего крылатого аппарата и посадка на грунтовый аэродром. Летательный аппарат характеризуется малой удельной нагрузкой на крыло, отношение массы летательного аппарата к площади крыла составляет  $5 - 7 \text{ кг/м}^2$ . Летательный аппарат имеет полезную отдачу порядка  $20 - 25 \%$  от общей массы.

На этапе проектирования и конструирования разработка летательного аппарата проводилась с использованием компьютерного моделирования с использованием современных программных средств. Для исследования динамических и аэродинамических характеристик летательного аппарата с малой нагрузкой на крыло проводится отработка режимов его полета с применением имитационного моделирования.

Дальнейшая детализация характеристик ЛА проводится с использованием масштабных моделей, соответствующая натурному аппарату в части габаритных, массовых, динамических и других параметров, определяемых на основе критериев подобия. Актуальность предлагаемого подхода связана с тенденцией увеличения роли компьютерного моделирования в общем объеме экспериментальной отработки ЛА. По экономическим показателям такое комплексное моделирование, имеет низкую стоимость по сравнению с натурными испытаниями полномасштабных систем, что позволяет существенно сократить затраты на отработку ЛА.

### **Использование 3D-технологий при выполнении конструкторских работ для создания учебно-методического обеспечения реализации аэрокосмических образовательных программ университетского уровня**

Козедра П.А., Амосов А.Г., Гусев С.С.  
МАИ, г. Москва

Развитие современных летательных аппаратов, и в целом больших технических систем, требует от специалистов не только все больших объемов знаний, но и постоянно увеличивающихся навыков выполнения проектно-конструкторских работ. Этап конструирования, и, в частности, процесс обучения студентов университетов принципам конструирования, требует формирования системных навыков по уменьшению времени создания конструкторской документации с учетом необходимости разработки нескольких вариантов конструкции узлов аппарата с соответствующей увязкой всей конструктивно-компоновочной схемы в целом. Также немаловажным является требование сокращения стоимости проведения конструкторских работ,

и, главное, затрат на экспериментальную отработку конструкции как отдельных узлов и агрегатов, так и аппарата в целом.

Современные средства 3D конструирования, такие как SolidWorks, Solid Edge и другие позволяют решить некоторые задачи, стоящие перед конструктором, обладают возможностями автоматизации процесса конструирования. Вышеуказанные программные продукты позволяют не только сократить сроки конструирования, повысить эффективность процесса конструирования, возможность визуализации конструктивных элементов, но и провести предварительную оценку напряженно-деформированного состояния элементов конструкции. При использовании дополнительных технических средств имеется возможность реализации систем электронного документооборота.

В докладе представлены материалы разработанного учебно-методического обеспечения, приводятся примеры использования 3D технологий в процессе формирования навыков конструирования для студентов аэрокосмического факультета МАИ.

### **Некоторые вопросы моделирования космических тросовых систем**

Кульков В.М., Орлов Д.В.  
МАИ, ГБОУ СОШ № 224, г. Москва

В спектре исследований космических тросовых систем могут быть выделены два основных направления исследований: механические тросовые системы, построенные на основе использования электронепроводящих тросовых связей между космическими объектами и электродинамические тросовые системы, сформированные с применением электропроводящих тросов-кабелей с концевыми модулями.

На основе изучения особенностей поведения механических тросовых систем, динамики их развертывания и свертывания, а также последующего исследования вопросов взаимодействия космических аппаратов с развернутыми тросово-кабельными модулями с магнитным полем Земли, могут быть разработаны, в частности, методы создания управляемой микрогравитации, орбитальные технологические модули нового типа, основанные на использовании новых технических и технологических решений, новые способы осуществления изменения взаимного положения космических аппаратов, в том числе, с использованием схем без расхода рабочего тела или топлива.

Основные трудности, возникающие при проработке вопросов реализации тросовых технологий, связаны с особенностями динамики развертывания-свертывания тросовых систем, их движения, что оказывает серьезное влияние на выбор технических параметров и характеристик. Сложности возникают также вследствие трудоемкости

формирования математических моделей, проведения стендовых испытания и натурной отработки. В докладе представлено разработанное обеспечение, а также некоторые полученные результаты моделирования.

**Разработка автономной динамической управляемой  
робототехнической системы как элемента специализированного  
исследовательского стенда**

Терентьев М.Н., Титов Д.М., Токарев А.С., Хорьков Н.В.,  
Дергунов А.А., Журавлев В.Б., Кроилов В.  
МАИ, ГБОУ СОШ № 155, ГБОУ СОШ № 224, г. Москва

На Аэрокосмическом факультете МАИ проводятся работы по формированию основы стендовой базы для отработки перспективных технических решений, связанных с повышением эффективности эксплуатации автоматических космических систем.

В настоящее время идет первый этап реализации проектной работы по созданию автономной управляемой робототехнической системы, использующей аэродинамические принципы создания управляющей силы и развитую систему управления.

На начальном этапе анализируются вопросы разработки и создания мобильной платформы, в настоящее время прорабатываются возможности реализации на борту мобильной платформы необходимой соответствующей программируемой управляющей среды.

Разрабатываемая роботизированная мобильная платформа может быть также использована для решения задач дистанционного исследования местности и транспортировки грузов.

**Разработка проектных методов улучшения динамики полета,  
устойчивости и стабилизации движения радиоуправляемого  
орнитоптера**

Лобов А.Г., Глухов Д., Гурзо М., Дмитриев А.  
МАИ, ГБОУ СОШ № 224, г. Москва

С точки зрения технического воплощения и особенностей реализации полета, орнитоптер представляет собой оригинальный и не до конца полностью изученный летательный аппарат нетрадиционной аэродинамической схемы. Движителем орнитоптера является машущее крыло, которое для создания одновременно подъемной и толкающей силы совершает сложное пространственное существенно нестационарное движение. Математические модели движения машущего крыла являются достаточно сложными.

Природой орнитоптерный принцип движения используется в течение гигантского промежутка времени и в ходе естественного отбора на

практике доказал свою эффективность для передвижения в воздушной среде.

В представленных материалах предлагается ряд проектных методов для улучшения динамики полета орнитоптера, обеспечения его устойчивого движения и стабилизации. В качестве прототипа использовался орнитоптер «Dragonfly». Исследовались также технические характеристики летательного аппарата нетрадиционного типа.

### **Малобюджетный легкий ДПЛА для видеомониторинга земной поверхности**

Хорьков Н.В., Нуднов Р.О.  
ГБОУ СОШ № 155, г. Москва

Представленная работа является наглядной демонстрацией возможности быстрого создания относительно недорогого легкого ДПЛА, позволяющего решать базовые задачи видеомониторинга земной поверхности. Показано, что результаты, не уступающие дорогостоящим аналогам, можно получить, располагая малым бюджетом, на основе дешевых и максимально готовых к эксплуатации комплектующих.

В рамках выполненных работ проведен анализ существующих систем мониторинга на основе ДПЛА самолетного типа, сформированы проектные решения, изготовлен опытный образец. По итогам выполнены оценочные расчеты стоимости мелкосерийного производства ДПЛА при использовании разработанного образца в качестве прототипа.

Летательный аппарат представляет собой дистанционно пилотируемую легкую модель самолетной схемы, предназначенной для патрулирования ближней зоны, на небольшом удалении от оператора. В качестве основы были взяты легкие ЛА самолетного типа, запускаемые с руки. Комплекс на основе таких аппаратов получается компактным, мобильным и простым в применении. Затраты на обучение операторов также минимальны.

Малобюджетность, низкая стоимость проекта достигается за счет сведения к минимуму работ по проектированию, изготовлению и сборке, использованию серийно выпускаемых компонентов, доступных в свободной продаже. Основная проектная работа заключается в анализе аппаратов-аналогов, подборе комплектующих, доработке готовых изделий, их увязке, настройке, испытаниях изготовленного ДПЛА.

Путем внесения изменений в конструкцию готовой модели, установки дополнительного оборудования, был выполнен ДПЛА, по своим характеристикам не уступающий серийным комплексам, выпускающимся в некоторых странах.

Тактико-технические характеристики изготовленного летательного аппарата:

- аэродинамическая схема – нормальная,
- размах крыла – 1,400 м,
- длина – 925 мм,
- площадь крыла – 2600 см<sup>2</sup> (0,26 м<sup>2</sup>),
- взлетный вес – 750 грамм,
- типу ДУ – электрический двигатель с толкающим винтом,
- полезная нагрузка – видеокамера с передатчиком,
- дальность полета теоретическая – до 10 км,
- высота полета теоретическая – до 5 км,
- взлет с руки, посадка на руки или на грунт, время полета – до 60 минут (в зависимости от условий эксплуатации).

Созданный ДПЛА позволяет осуществлять патрулирование ближней к оператору зоны (удаление до 10 километров), обеспечивает получение видеоизображения земной поверхности по маршруту полета в реальном времени и передачу видеоизображения наземному оператору.

В качестве возможного дополнения, в случае дооснащения системой спутниковой навигации, реализуется автоматический полет по заранее выбранному маршруту, патрулирование, возврат к месту запуска.

**Автоматизированный программный комплекс  
для параметрического анализа и оптимизации планирования  
целевого функционирования космических систем ДЗЗ**

Усовик И.В., Дарнопых В.В.  
МАИ, г. Москва

Целью представляемого доклада является презентация разработанного автоматизированного программного комплекса, предназначенного для проведения параметрического анализа целевого функционирования космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) как на этапе их проектирования, так и на этапе эксплуатации.

Первым этапом работы являлась разработка концепции программного комплекса, а также написание программного кода для проведения нескольких видов анализа различных систем ДЗЗ. На данном этапе был создан интерфейс комплекса, разработаны модули с разными моделями для оценки эффективности целевого функционирования систем ДЗЗ. Была проведена отладка программного комплекса.

Вторым этапом работы явилось тестирование комплекса путем проведения параметрического анализа целевого функционирования нескольких космических систем ДЗЗ (Rapid Eye, Канопус-СТ, Метеор-

М). Результаты моделирования, решения задач оптимизации и анализа отображаются графически и численно для визуального контроля процесса.

На примерах решения модельных задач дано описание порядка работы с программным комплексом. Обсуждены также перспективы применения комплекса для решения задач оптимизации оперативного планирования целевого функционирования космических систем ДЗЗ.

Доклад подготовлен с использованием результатов научных исследований, проводимых авторами при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 11-08-01278-а).

### **О планировании маршрута полета легкого летательного аппарата с учетом статистической информации о параметрах ветра в зоне полета**

Фам С.К., Моисеев Д.В.  
МАИ, г. Москва

Исследования различных аспектов рационального формирования маршрутов полета для легких летательных аппаратов остаются весьма актуальными. В [1] предложено искать решение задачи маршрутизации в виде замкнутой ломаной, соединяющей точки с известными координатами и обеспечивающей их наискорейший облет. Отмечается, что для такого типа аппаратов ветер является существенным фактором. Учитывать этот фактор предлагается различными способами, в частности, применяя прогноз. Однако, прогнозирование ветра в зоне полета не всегда возможно. В то же время, по многим территориям накоплены статистические данные о параметрах ветра, которые сведены в соответствующие климатические справочники [2]. В докладе предложена методика планирования маршрута с учетом статистики по параметрам ветра в предполагаемой зоне полета.

В справочниках статистическая информация о параметрах ветра обычно представлена в виде таблиц, указывающих вероятность, с которой параметры ветра примут значение из определенного диапазона. Таблицы эти «привязаны» к определенному времени суток, сезону и географическому месту. Таким образом, все множество возможных значений параметров ветра представлено определенной совокупностью областей. Соответственно известна вероятность, с которой фактическая реализация ветровой обстановки будет принадлежать определенной области.

Поскольку статистика дана по области значений параметров ветра, а кратчайшая продолжительность полета по маршруту зависит от этих параметров, то возникает неопределенность, поскольку невозможно поставить в соответствие области параметров определенную

кратчайшую продолжительность полета. В докладе предложено раскрыть эту неопределенность, поставив в соответствие каждой области в качестве оценки время полета по самому продолжительному из кратчайших маршрутов.

Для любого маршрута, зная оценку этого маршрута для определенной области и вероятность попадания параметров ветра в эту область, можно рассчитать математическое ожидание этой оценки. В предложенном варианте это будет математическое ожидание наихудшего по параметрам ветра кратчайшего маршрута. В конечном итоге выбирается тот маршрут, который минимизирует это математическое ожидание.

Литература.

1. Таргамдзе Р.Ч., Моисеев Д.В., Фам С.К. О рациональном выборе замкнутого маршрута полета легкого летательного аппарата с учетом прогноза ветра // Вестник ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина, 2012. № 3. С. 76-83.

2. Справочник по климату СССР. Вып. 25. Хабаровский край и Амурская область. Часть 3. Ветер // Л.: Гидрометеиздат, 1967 – 314с.

### **Принципы построения математической модели нанесения теплозащитных покрытий на поверхности многоступенчатых ракет**

Уразбахтин Ф.А., Харинова Ю.Ю., Рыбин А.Н.

ВФ «ИжГТУ имени М.Т. Калашникова», г. Воткинск

При производстве и нанесении теплозащитных покрытий (ТЗП) возникают критические ситуации (КС), развитие которых может не позволить ракете выполнить заданные функции по транспортировке полезного груза в соответствии с заданной программой. Между тем, какой-либо математический аппарат, позволяющий смоделировать весь процесс нанесения ТЗП, выявлять и управлять КС, пока не разработан. Ныне уже получены опытным путем зависимости, являющиеся основой для построения такой математической модели процесса нанесения ТЗП на детали и узлы баллистических ракет.

Нанесение ТЗП на поверхности агрегатов ракет обычно осуществляется методом напыления. Математическая модель (ММ) процесса напыления ТЗП предлагается представлять в виде совокупности групп показателей, каждый из которых характеризует определенный процесс или описывает состояние элемента системы. В свою очередь, каждая из групп является конечным множеством показателей, каждый из которых оценивает возникновение определенной критической ситуации. Примером такой группы является множество показателей, которые оценивают проявления свойств оборудования и инструмента, с помощью которых производится процесс напыления. При таком принципе построения математической



модели очевидным является прямо пропорциональная зависимость между количеством показателей и полнотой описания процесса нанесения ТЗП на поверхность ракеты.

Данное представление математической модели учитывает возможные изменения свойств инструмента (износ, загрязнение), покрываемой поверхности (особенности материала, шероховатость, качество обработки) и ТЗП, а также особенности процесса нанесения и последующего отверждения ТЗП вместе с эффективностью по производительности и экономичностью.

При достижении предельного значения хотя бы одним показателем, характеризующим процесс напыления, считается, что возникла критическая ситуация. Именно она представляет наибольший интерес для практики. В данной ММ входными параметрами являются: характеристики ТЗП, давление, подводимое к пульверизатору, диаметр его соплового насадка, площадь поверхности напыления, качество подготовки поверхности, количество слоев ТЗП, параметры режимов отверждения. Показателями или выходными параметрами этой системы будут тогда являться: толщина ТЗП, степень отверждения, размеры возникающих поверхностных и внутренних дефектов, характеристики шероховатости поверхности, стойкость и температура, которую способно выдержать покрытие.

Построенная математическая модель процесса нанесения ТЗП на основе анализа и управления КС позволила оптимизировать технологический процесс в целом, существенно сократить брак, выявить проектирования и оперативно назначать наилучшие значения параметров технологического процесса.

### **Аэродинамика возвращаемых орбитальных аппаратов многоцветных космических систем**

Адамов Н.П., Мажуль И.И., Звегинцев В.И., Харитонов А.М.  
ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

Одной из перспективных концепций многоцветных космических систем являются двухступенчатые аппараты. В этом случае первая ступень оснащается воздушно-реактивным двигателем, вторая — является орбитальной, а разделение ступеней осуществляется в диапазоне чисел Маха от 6 до 12 на высотах около 30 км. Процесс разделения ступеней весьма сложный, требующий в целях безопасности маневрирования пристального внимания и, следовательно, особенно тщательного исследования [1].

В этой связи в докладе обсуждаются результаты экспериментальных исследований интерференционных сверхзвуковых течений при разделении двухступенчатых систем, которые обусловлены

взаимодействием скачков уплотнения и волн разрежения в межмодельном пространстве.

С другой стороны разработка аэродинамической концепции двухступенчатой системы требует детального изучения аэродинамических характеристик собственно орбитальной ступени при больших углах атаки. В работе анализируются результаты весовых испытаний модели аэрокосмического демонстратора ARES [2-4], предложенного компанией EADS-ST при числах Маха  $M = 10, 12$  и  $18$ , углах атаки  $\alpha = 20, 30, 40^\circ$  и полетных числах Рейнольдса. Сравнивается аэродинамическое качество орбитальных ступеней космических аппаратов Буран, ARES и EOS.

Работа выполнена при поддержке МНТЦ в рамках проектов № 2109 и № 3550.

Литература:

Адамов Н.П., Боннефонд Т., Бродетский М.Д., Васенёв Л.Г., Дерунов Е.К., Харитонов А.М. Пространственные сверхзвуковые течения при разделении двухступенчатых аэрокосмических систем // ПМТФ. – 1997. - Т.38. - № 1. - С.21-29.

Адамов Н.П., Бродетский М.Д., Васенев Л.Г., Звегинцев В.И., Мажуль И.И., Харитонов А.М., Paulat J.C., Muylaert J.M., Kordulla W. Исследования аэродинамики возвращаемых аппаратов при натуральных значениях чисел Рейнольдса // Теплофизика и аэромеханика. - 2006. – Т. 13. - No.3. - С.341-351.

Kharitonov A.M., Adamov N.P., Brodetsky M.D., Vasenyov L.G., Mazhul I.I., Zvegintsev V.I., Paulat J.C., Muylaert J.M., Kordulla W. Investigations of aerodynamics of re-entry vehicles in the new hypersonic wind tunnel at ITAM // 44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Jan. 9-12, 2006, Reno, Nevada, USA (AIAA Paper 2006-0499).

Харитонов А.М., Адамов Н.П., Мажуль И.И., Звегинцев В.И. «Аэродинамика возвращаемого аппарата ARES при гиперзвуковых скоростях и больших углах атаки» // Тезисы докл. VIII школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов», Новосибирск, 10-12 марта 2010 г. С. 66-69.

### **Некоторые аспекты оценивания экономических показателей утилизационного качества изделий ракетно-космической техники**

Харченко А.П.

ЦНИИмаш, г. Королёв

В статье рассмотрены проблемы рационального завершения жизненного цикла изделий ракетно-космической техники, связанные с их утилизацией.

Предложен подход к решению проблем утилизации изделий ракетно-космической техники с позиций управления жизненным циклом изделий, что предполагает проработку вопросов утилизации уже на первой стадии их жизненного цикла – исследовании и обосновании разработки. Реализация этого подхода предполагает необходимость рассмотрения утилизационного качества изделия наряду с другими составляющими качества изделия – эксплуатационным, производственным и др.

Рациональное соотношение между показателями утилизационного и эксплуатационного качества должно определяться на основе минимальной стоимости жизненного цикла изделий.

Сформулировано определение и предложена примерная номенклатура утилизационного качества, в которую должны входить такие свойства, как безопасность, экологичность, утилизируемость и экономичность.

Основное внимание уделено экономичности. При этом подробно рассмотрены такие показатели, как остаточная стоимость и утилизационная стоимость изделий.

Рассмотрены и кратко охарактеризованы виды износа как основного фактора, приводящего к снижению стоимости (обесцениванию) изделия, предложены подходы к расчету физического, функционального и экономического износа, приведены расчетные соотношения.

Рассмотрены основные составляющие утилизационной стоимости изделия и предложены варианты ее расчета.

Сделан вывод о том, что обоснование номенклатуры экономических и других показателей утилизационного качества, разработка методик их расчета – это актуальная научно-техническая задача, результаты решения которой необходимы для реализации концепции управления жизненным циклом изделий. Учет этих показателей на ранних стадиях жизненного цикла позволит предварительно оценить не только экономический эффект, но и возможный экологический ущерб и другие последствия от утилизации еще на стадии исследования и обоснования разработки изделий РКТ.

### **Электромагнитные импульсы, возникающие при пробое «плазменного конденсатора» на поверхности КА**

Корсун А.Г., Хомин Т.М.  
ЦНИИмаш, г. Королёв

В плазменном окружении многих космических аппаратов (КА) возникают значительные электрические поля и токи под воздействием бортовых электрогенераторов. Так, на Международной космической станции (МКС) высоковольтная солнечная батарея (СБ) американского сегмента (АС) генерирует напряжение  $\varphi_0=160$  В. Отрицательный ее

полюс закорочен на корпуса всех сегментов МКС. Между проводящими участками поверхности СБ и корпусов через окружающую плазму течёт электрический ток, т.е. горит разряд. В результате между корпусами всех сегментов МКС и окружающей плазмой возникает разность потенциалов [1]. Это прикатодное падение электрического разряда  $\varphi_k$ . При движении МКС по орбите  $\varphi_k$  изменяется в широких пределах ( $0 \leq \varphi_k \leq 100$  В). Большие части поверхностей корпусов и СБ имеют тонкие диэлектрические покрытия. На них под воздействием приэлектродных падений возникают поверхностные заряды ионов на корпусах и электронов на СБ. Эти поверхности являются плазменными конденсаторами (ПК). В них накапливаются значительные заряды и энергия. Возможны пробои этих конденсаторов либо при ударах микрометеоритов, либо при превышениях пробойного напряжения покрытия ( $\varphi_k > \varphi_{п} \sim 60$  В). Слой поверхностного заряда ПК при пробое разлетается и превращается в слой плотной плазмы [2]. В этом плазменном окружении КА возникают значительные импульсные электрические поля  $E$  и мощные токи, текущие между элементами КА и генерирующие большие магнитные поля  $H$ . Поэтому проводящий корпус и окружающая плазма являются плазменными индуктивностями.

Согласно нашим расчетам, напряженности генерируемых в плазменном окружении КА импульсных и высокочастотных полей  $E$  и  $H$  могут создавать мощные электромагнитные импульсы в цепях питания бортовых систем и скафандров.

Литература.

1. Mikatariyan, R., et al., «Electrical Charging of the International Space Station», AIAA Paper No. 2003-1079, 41<sup>th</sup>. Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 2003.

2. А.Г. Корсун, «Механизмы усиления электроразрядных процессов на поверхности Международной космической станции». Космонавтика и ракетостроение, №1, 2011.

### **Стабилизация орбиты искусственного спутника Земли при информационных ограничениях**

Царьков К.А., Румянцев Д.С.

МАИ, ИМАШ РАН, г. Москва

Рассматривается плоское движение искусственного спутника Земли в окрестности круговой орбиты. Требуется стабилизировать спутник при помощи реактивных двигателей малой тяги. Предполагается, что имеются случайные отклонения от точной реализации управления. Они выражаются в подаче неточного количества топлива в камеру сгорания двигателя.

Информационные ограничения выражаются в том, что каждая компонента вектора управления использует не всю информацию о векторе состояния. Для синтеза оптимальных стратегий необходимо решить краевую задачу матричных дифференциальных уравнений типа Риккати. Задача решена при помощи численных методов и метода Галёркина. Приводится сравнение полученных результатов.

Представлены различные случаи информированности о состоянии, на основании которых можно сделать вывод, какие компоненты вектора состояния следует измерять, а от измерения каких можно отказаться. Соответственно, уменьшаются вес и размеры спутника, если не устанавливать на него дополнительные системы измерения координат и скоростей.

### **Методика определения рационального состава и географического расположения центров и пунктов приема данных ДЗЗ**

Цветков А.В., Емельянов А.А.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось разработка методики определения рационального состава и географического расположения центров и пунктов приема данных для обеспечения целевого функционирования отечественной перспективной российской космической системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), а также создание программного обеспечения, реализующего данную методику.

Первый этап работы – анализ состава и географического расположения приемных центров и станций космической информации ДЗЗ существующих ведомств (Роскосмос, ДЗЗ предприятия, Росгидромет, МЧС, Минприроды, а также коммерческих организаций), а также состава и перспективной организационной структуры Единой территориальной информационной системы (ЕТРИС), создаваемой на основе этих ведомств.

Второй этап работы – постановка задачи обеспечения наземным комплексом приема, обработки и распределения данных ДЗЗ (НКПОР) целевого функционирования орбитальной группировки отечественной перспективной космической системы ДЗЗ.

Третий этап работы – создание модели для получения оценок эффективности НКПОР на основе таких показателей эффективности, как:

среднесуточный объем получаемой от орбитальной группировки КА информации (пропускная способность НКПОР)

оперативность получения наземным сегментом космической информации о выбранном районе.

Четвертый этап - проведение оптимизации состава и структуры сети НКПОР на основе указанных показателей эффективности.

Результатом выполненной работы является комплекс взаимосвязанных алгоритмов и программ, позволяющий рассчитывать показатели эффективности заданного НКПОР, а также находить оптимальный вариант состава и структуры НКПОР, обеспечивающего целевое функционирование заданной орбитальной группировки. В результате проведения расчетов по данной методике для орбитальной группировки на 2020 год, получаемый вариант состава и структуры НКПОР можно рассматривать как базовый вариант пути развития перспективной ЕТРИС.

**Научно-методический аппарат обоснования программы и методики форсированных климатических испытаний агрегатов технологического оборудования технических комплексов ракет космического назначения с учётом условий и результатов их эксплуатации**

Быков А.В., Сова А.Н., Чайка Р.В.  
МАДИ, КБ «Мотор», г. Москва

Испытания проводятся с целью подтверждения требований технического задания к создаваемым агрегатам. Рациональное распределение проверок в ходе заводских, автономных и комплексных испытаний по объему и местам проведения (на заводе изготовителе и в эксплуатирующей организации) позволяет сократить расход финансовых и материальных ресурсов на их проведение.

Аргументированный выбор состава узлов, изделий и систем агрегатов технологического оборудования, подвергаемых дорогостоящим климатическим испытаниям, необходимость создания макетов изделий, обоснованное распространение результатов климатических испытаний составных частей агрегата технологического оборудования на агрегат в целом позволяет значительно уменьшить стоимость и сократить сроки их проведения.

Дальнейшее совершенствование научно-методического аппарата проведения климатических и других видов испытаний целесообразно выполнять в направлении разработки методов форсированных испытаний с применением современных средств и контрольной аппаратуры разрушающего и неразрушающего контроля.

Для реализации этих направлений и целей необходимо решение научной задачи обоснования и разработки научно-методического аппарата проведения форсированных климатических испытаний агрегатов технологического оборудования технических комплексов ракет космического назначения с учётом условий и результатов их

эксплуатации, прогнозирования уровней рисков невыполнения требований технического задания.

## **Метод анализа рабочего пространства платформы Гью-Стьюарта для проектирования стыковочного механизма космических аппаратов**

Чернышев И.Е.

РКК «Энергия», г. Королёв

Рабочее пространство платформы Гью-Стьюарта является шестимерным и имеет сложную нелинейную форму. В большинстве работ по его исследованию для отображения результатов используются трехмерные оболочки, полученные при трех зафиксированных координатах рабочего органа. В качестве ограничений для расчета выступают только длины штанг и/или углы в шарнирах платформы [1].

Для проектирования стыковочного механизма (СтМ) данных подходов недостаточно. Анализировать требуется весь объем шестимерного пространства, при этом необходимо учитывать не только кинематические, но и геометрические и силовые характеристики СтМ, а результаты должны быть представлены в простой и наглядной форме для оценки того насколько СтМ с данным набором параметров удовлетворяет заданным требованиям.

Основными исследуемыми характеристиками СтМ являются минимальные внешние сила или момент, действующие на стыковочное кольцо, минимальное значение рассеянной энергии, при которых происходит нарушение заданных ограничений (кинематических, силовых или геометрических). Состояние СтМ в каждой исследуемой точке пространства рассчитывает комбинированная модель [2], позволяющая учитывать эти ограничения. Координаты точек формируются алгоритмами сканирования рабочего пространства по сетке с заданным шагом.

Результаты расчетов предлагается отображать в виде номограмм. По одной оси номограммы откладывается просадка стыковочного кольца (при исследовании линейного перемещения) или крен (при исследовании углового перемещения), по другой – боковое линейное отклонение или суммарный угол по тангажу и рысканью. Каждой точке номограммы соответствует минимальная сила при минимальном моменте, минимальный момент при минимальной силе, действующие на стыковочное кольцо, или минимальное значение рассеянной механизмом энергии, полученные при нарушении заданных ограничений при анализе шестимерного рабочего пространства.

Каждая точка таких номограмм показывает неудовлетворительный вариант нагружения СтМ. Полученные величины означают, насколько

легко СтМ достигает ограничений и возможно его параметры потребуют коррекции.

Изложенный метод должен являться частью методики целенаправленного подбора параметров СтМ, обеспечивающих ограничение его движения.

1. O. Bohigas, L. Ros, M. Manubens A Complete Method for Workspace Boundary Determination, CSIC-UPC, Barcelona, Spain.

2. И.Е. Чернышев Комбинированная математическая модель параллельного манипулятора для проектирования стыковочного механизма космических аппаратов, Экстремальная робототехника, сборник докладов Всероссийской научно-технической конференции, 2012, Санкт-Петербург, с. 362-369.

### **Принципы моделирования летательных аппаратов с малой удельной нагрузкой на крыло**

Тузиков С.А.<sup>1</sup>, Чернышов А.Н.<sup>1</sup>, Круглов Д.А.<sup>1</sup>, Кульков Е.М.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup> МАИ, <sup>2</sup>ГБОУ СОШ №726, г. Москва

Одним из направлений в создании средств для полета в области низких скоростей является разработка летательных аппаратов, представляющих собой гибрид планера и воздушного змея. Малая нагрузка на крыло обеспечивает возможность барражирования в заданном районе с минимальными затратами мощности, а при использовании аппарата в режиме воздушного змея он может длительное время висеть на привязи над определенной точкой поверхности Земли.

По аэродинамической схеме аппарат представляет собой биплан. Крыльевой модуль биплана выполнен в виде жесткой коробчатой конструкции, образованной крыльями (верхним и нижним) и вертикальными перемычками, выполняющими одновременно роль стабилизаторов. Верхнее крыло смещено по отношению к нижнему крылу для уменьшения их взаимного влияния. Рули высоты вынесены вперед по схеме “утка”, рули направления размещены на вертикальных перемычках, а элероны расположены на крыле.

Аппарат снабжен двигателем для выполнения маневров и крейсерского полета. В случае отказа двигателя возможно безмоторное планирование несущего крылатого аппарата и посадка на грунтовый аэродром.

Летательный аппарат характеризуется малой удельной нагрузкой на крыло – отношением веса аппарата к площади крыла ( $5 - 7 \text{ кг/м}^2$ ) и имеет полезную отдачу в 20 - 25 % от общей массы.



На этапе проектирования и конструирования разработка летательного аппарата проводится с использованием компьютерного моделирования на базе современных программных средств.

Для исследования динамических и аэродинамических характеристик летательного аппарата с малой нагрузкой на крыло проводится отработка режимов его полета с применением имитационного моделирования.

Дальнейшая детализация характеристик ЛА проводится с использованием масштабных моделей, соответствующая натурному аппарату в части габаритных, массовых, динамических и других параметров, определяемых на основе критериев подобия.

Актуальность предлагаемого подхода связана с тенденцией увеличения роли компьютерного моделирования в общем объеме экспериментальной отработки ЛА.

По экономическим показателям такое комплексное моделирование, имея низкую стоимость по сравнению с натурными испытаниями полномасштабных систем, позволяет существенно сократить затраты на отработку ЛА.

### **Процессы переноса в электрохимическом концентраторе кислорода систем обеспечения жизнедеятельности с учетом гидродинамических и электрических параметров.**

Демидова Н.С., Шангин И.А.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось теоретическое исследование электрохимической системы при формировании нестационарных полей концентраций, скоростей, деформаций, температуры и рассмотрение взаимосвязанных процессов переноса массы, импульса и энергии в электрохимическом концентраторе кислорода (ЭХК) систем обеспечения жизнедеятельности (СОЖ).

В качестве основы ячейки электрохимического концентратора кислорода служили два пористых газопроницаемых электрода, разделенных электролитом – раствором КОН. Образование гидроксильных ионов происходит в полости воздушной газовой камеры, контактирующей с катодом.

Результатом электрохимического процесса с выделением дисперсной фазы (газа) в дисперсионную среду является образование дисперсного состава газо-жидкостной смеси (пены) при электролитическом выделении кислорода.

Дисперсионная электрохимическая система, в отличие от ее составляющих жидкости и газа, в качестве реологических свойств характеризующихся вязкостью и другими теплофизическими

параметрами, включает модуль сжатия и растяжения, модуль сдвига, предельное напряжение сдвига или эффективную вязкость.

Рассматривалось влияние электрического поля на изменение состояния в электролите: поля концентраций, температур, скоростей, деформаций.

Процессы переноса в электрохимической системе представлены двумерной системой дифференциальных уравнений, включающей уравнения переноса массы с учетом миграционной и диффузионной составляющих, импульса (напряжений) при действии силы Лоренца и изменения сил поверхностного натяжения вследствие изменения градиента концентраций перпендикулярно поверхности электрода, температуры.

Результатом расчетных исследований математической модели с нелинейными характеристиками рабочей среды является представление в виде полей концентраций, скоростей, деформаций, температуры и нормальной и тангенциальной составляющих напряжения. Наиболее интенсивно профили концентраций компонентов, скоростей, температуры изменяются в приграничной области.

Выполненные исследования процессов переноса формируют структуру проектных параметров и могут определять алгоритм управления эксплуатационно-технологическими режимами ЭХС систем обеспечения жизнедеятельности.

### **Моделирование неориентированного полёта космического аппарата для оценки среднесуточной мощности солнечной батареи с панелями различной площади и ориентации**

Шилов Л.Б.

ЦСКБ-Прогресс, г. Самара

Одним из требований, предъявляемых к современным высокопроизводительным космическим аппаратам (КА) дистанционного зондирования Земли с длительным сроком активного существования, является требование по сохранению работоспособного состояния КА в режиме неориентированного полёта. Выполнение этого требования, как правило, связано с ограничениями по мощности системы электропитания в неориентированном полете, характеристики которой, в частности, зависят от среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи, в дальнейшем –  $\cos(\alpha)$ .

По своей физической природе задача определения среднего  $\cos(\alpha)$  солнечной батареи (СБ) в неориентированном полете КА имеет вероятностный характер. Аналитические методы не могут с достаточной степенью точности учесть влияние многих факторов, влияющих на

$\cos(\alpha)$  в процессе неориентированного полёта КА на орбите Земли, поэтому для решения этой задачи используется метод имитационного моделирования, возможности которого ограничиваются лишь ресурсами компьютера.

Известны алгоритмы оценки среднего  $\cos(\alpha)$  панелей СБ в орбитальном полёте КА. Однако, использование такого алгоритма для неориентированного полёта нерационально из-за больших затрат времени и ресурсов компьютера. Дело в том, что в каждом цикле имитационного моделирования требуются многократные пересчёты координат различных точек конструкции панелей СБ из одних систем координат в другие.

Известны также модели и алгоритмы для оценки среднего  $\cos(\alpha)$  панелей СБ для неориентированного полёта КА, в которых не требуется многократных пересчётов координат различных точек конструкции панелей СБ. Однако, они применимы для панелей, ориентированных в одной плоскости и не пригодны для оценки средней мощности СБ с панелями различной ориентации и площади.

В данном докладе предлагаются модели и алгоритм для оценки средней мощности СБ с панелями различной ориентации и площади при неориентированном полёте КА. При этом сохраняются преимущества ранее разработанных моделей, а именно, не требуется многократных пересчётов координат различных точек конструкции панелей СБ.

### **Средства выведения нового поколения для космических программ сверхтяжелого класса**

Шохов Г.В., Горопаев Д.А.

ЦНИИмаш, г. Королев

При масштабном развитии транспортно-технического обслуживания всего спектра орбитальных группировок космических аппаратов (КА) в космосе выдвигается требование комплексирования и универсальности КА, эти требования подразумевают выполнение широкого профиля задач по работам в околоземном пространстве. Оперативное выведение тяжелых космических платформ на геостационарную орбиту (ГСО) или лунных модулей на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ) массой до 20 т требует больших затрат на создание ракеты-носителя (РН) сверхтяжелого класса (СВТК) с грузоподъемностью ~70-80 т на низкую околоземную орбиту (НОО), включающую в свой состав крупногабаритный кислородно-водородный разгонный блок.

Для средств выведения (СВ) видится два альтернативных пути в обеспечение выведения КА массой до 20 т на высокоэнергетические траектории и для реализации лунных пилотируемых программ без создания РН СВТК.

Первая возможность сводится к выведению КА сверхтяжелого класса на высокоэнергетические орбиты (ГСО, ОИСЛ) за счет использования электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на многоразовом межорбитальном буксире (ММБ). Применение ММБ с ЭРДУ позволит ограничиться использованием РН тяжелого класса (ТК). Первым пуском доставляется на НОО запрошенный ММБ, затем последующими пусками РН ТК предполагается выводить на НОО полезный груз (ПГ) массой 20 т для стыковки с ММБ, а также сменный модуль, содержащий запас топлива ЭРДУ для ММБ.

Вторая возможность подразумевает эксплуатацию орбитального заправочного комплекса (ОЗК) на НОО. Предполагается использование кислородно-водородного межорбитального буксира (МБ) массой около 50 т в качестве верхней ступени РН ТК для выполнения задачи выведения ПГ массой 20 т на НОО, а после дозаправки пустого МБ на ОЗК, формируется на НОО разгонный комплекс массой около 70 т для оперативной доставки КА на высокоэнергетические орбиты (на ГСО или на ОИСЛ).

Рассмотренные альтернативные пути предполагают снижение требований к грузоподъемности для РН при сохранении требуемого значения массы ПГ на высокоэнергетических орбитах. Этот существенный фактор является необходимым условием реализации масштабных проектов, таких как: доставка тяжелых платформ на ГСО, освоения Луны, изучения дальнего космоса и др. Представляется целесообразным рекомендовать рассмотреть альтернативные варианты выведения с учетом взаимных преимуществ и недостатков электроракетных буксиров и кислородно-водородных МБ (с возможностью дозаправки на ОЗК).

### **Определение прочности паяного соединения (припой СТЕМЕТ 1301А) на сдвиг в комбинации с различными материалами**

Астрединов В.М., Нечаева О.А., Щетинин Ю.А.

КБХА, г. Воронеж

Ключевым вопросом при создании жидкостных ракетных двигателей является обеспечение работоспособности сопел. К конструкционным материалам для их изготовления предъявляются следующие требования: высокие прочностные характеристики, технологичность (в частности, свариваемость с бронзой), пластичность, теплопроводность, жаропрочность и жаростойкость. Указанным требованиям отвечают следующие комбинации материалов: для стенки внутренней сплав на основе никеля ХН55МБЮ (спл. ЭП666), а так же стали типа 12Х18Н10Т, 07Х25Н16АГ6Ф (ЭП750); для стенки наружной сталь типа 12Х21Н5Т (ЭИ811).

Целью работы является подбор оптимальной комбинации материалов для изготовления сопел.

При проведении экспериментальных работ изготавливались паяные образцы V типа по ГОСТ 28830-90. После пайки проводились механические испытания на сдвиг вдоль паяного шва при разных температурах (4 образца каждого типа – при  $T = 20^{\circ}\text{C}$ , 4 образца каждого типа – при  $T = 250^{\circ}\text{C}$ ).

Проведённые исследования изломов показали, что в зависимости от температуры испытаний и комбинации материалов разрушение проходило по разным участкам паяного соединения.

Фрактографический анализ изломов показал, что разрушение образцов проходило по механизму слияния микропор. Внутризеренное вязкое разрушение путём разделения металла проходило вследствие слияния микропустот, зарождение и рост которых происходит в процессе пластического течения металла. Следует отметить, что ямки, образовавшиеся под воздействием сдвиговых напряжений в образцах, испытываемых при комнатной температуре, имеют более вытянутую форму, чем в образцах испытанных при  $250^{\circ}\text{C}$ . Более равноосная форма ямок указывает на то, что для разрушения образца требовалось меньшее напряжение сдвига.

Электроннофрактографическим и энергодисперсионным анализом установлено, что очагами зарождения микропор в образцах ст. ЭП750 + СТЕМЕТ1301А + ст. ЭИ811 являются включения карбидов металлов и нитридов бора.

Проведённые испытания показали, что максимальную прочность на сдвиг ( $\tau_{\text{сдв}}$ ) имеет паяное соединение спл. ЭП666 + ст. ЭИ811, а минимальную - паяное соединение ст. ЭП750 + ст. ЭИ811.

Паяное соединение спл. ЭП 666 + ст. ЭИ 811 с припоем СТЕМЕТ 1301А является наиболее оптимальным для создания сопел жидкостных ракетных двигателей.

### **Эффекты возвратного течения к донному экрану на сверхзвуковом участке полета ракет с многосопловой компоновкой**

Юрченко И.И., Каракотин И.Н., Кудинов А.С.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

В работе представлены результаты летного эксперимента по определению давления и температуры среды на поверхности донного экрана различных многосопловых компоновок ракет на сверхзвуковом участке полета. На основе анализа летных данных разработаны критериальные границы режимов обтекания донного экрана. Получены новые не зарегистрированные в условиях наземных экспериментов

эффекты взаимодействия струй с внешним воздушным потоком и между собой.

Выявлены особенности возвратного течения к донному экрану, формирующегося на сверхзвуковом участке полета в силу взаимодействия расширяющихся струй, заключающиеся:

- в более ранней стабилизации донной температуры  $T_{од}$ , по сравнению со стабилизацией донного давления  $P_{од}$ ,

- в существенном влиянии давления в циркуляционном течении в отрывной зоне на боковой поверхности хвостового отсека ракеты и эффекта перемещения отрывной зоны к носку ракеты на донное давление.

Разработана физическая модель возвратного течения к донному экрану на сверхзвуковом участке полета для компоновок с разнесом сопел  $D_c$ , более 1.6:

- от момента максимума скоростного напора воздушного потока, при котором начинается формирование возвратного течения и рост температуры среды на высотах 10-13 км;

- при стабилизации донной температуры среды на уровне  $(0.6...0.4)T_{оа}$  - температуры продуктов сгорания и продолжающемся падении донного давления на высотах 18-22 км;

- при стабилизации донного давления на уровне 2600...1000 Па, соответствующего режиму запирания донной области на высотах более 36-40 км.

Представлен метод расчета давления в центре донного экрана на всем сверхзвуковом участке полета от начала формирования возвратного течения, в период его развития и в момент запирания донной области.

Показано, что постоянное значение донной температуры, которое устанавливается в полете при давлении в атмосфере  $(0.1...0.05) \cdot 10^5$  Па (на высотах 18-22 км) и не изменяется до отключения двигателей при давлениях в атмосфере меньше 1 Па, является следствием натекания на донный экран возвратного течения, состоящего исключительно из молекул продуктов сгорания пограничного слоя двигателей. Значение температуры среды в центре компоновки зависит от температуры стенки сопла и доли развернувшегося в сторону днища пограничного слоя струй. На периферии донного экрана значение установившейся температуры среды несколько ниже вследствие влияния температуры поверхности донного экрана на температуру газового потока, растекающегося от центра донного экрана к его краям.

## **4. Энергетические установки и двигатели**

### **Особенности разработки окислительного газогенератора для многорежимного маршевого двигателя**

Аджян А.П.

НПО «Энергомаш», г. Химки

В предлагаемом докладе представлены материалы одной из последних разработок ОАО «НПО Энергомаш» – окислительного газогенератора для многорежимного двигателя.

Описаны найденные конструктивно-технологические решения:

- обеспечивающие устойчивый процесс горения в рекордно широком диапазоне режимных параметров для маршевых двигателей;
- позволившие создать форсированную конструкцию высокой степени надежности и уникальных массово-габаритных характеристик.

Предложенный способ организации рабочего процесса:

- позволяет осуществить высокотемпературное горение в форкамере форсунки;
- делает его независимым от рабочих процессов в соседних форсунках;
- превращает моногазогенератор в множество минигазогенераторов (по числу смесительных элементов), с практически независимыми друг от друга процессами горения и перемешивания.

Многолетний опыт, позволивший выработать концепцию поэтапной отработки, обеспечил создание газогенератора в кратчайшие сроки и с минимальными затратами.

### **Макетный образец двухпетлевой замкнутой газотурбинной энергетической установки мощностью 6 кВт**

Арбеков А.Н., Новицкий Б.Б.

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе представлены результаты оптимизации цикла замкнутой газотурбинной энергетической установки мощностью 6 кВт, с единым электрическим нагревателем, используемым в качестве источника теплоты. Приведены результаты расчётов узлов и агрегатов, входящих в состав макетного образца двухпетлевой замкнутой газотурбинной установки. Выполнен анализ конструкции и компоновочных решений, необходимых для оптимального расположения макетного образца в ограниченном по габаритам помещении. Представлены варианты компоновочных решений.

## **Классификация и анализ особенностей конструкций рекуператоров авиационных и наземных ГТД**

Ардатов К.В., Равикович Ю.А., Нестеренко В.Г.

МАИ, г. Москва

Использование рекуператора (воздухоподогревателя) позволяет повысить КПД силовых установок (СУ) с ГТД при тех же параметрах цикла на 4...5% и в этом случае он может достигать величин порядка 32...35%. В рекуперативном ГТД воздух, после сжатия в компрессоре, направляется в рекуператор, где за счёт использования теплоты отходящих от турбины газов его температура повышается примерно на 200...300°С. После рекуператора подогретый воздух поступает в камеру сгорания, куда подводится и где сгорает топливо, температура воздуха повышается до величины, обусловленной прочностью и жаростойкостью сопловых и рабочих лопаток турбины. Количество подводимого топлива зависит от разницы температур газа на входе и выходе из камеры сгорания, поэтому в установках с рекуператором КПД цикла повышается. Известно, что в наземных газотурбинных установках рекуператоры нашли широкое применение, в то время как в авиационных двигателях они пока практически не применяются, их применение ограничивается целым рядом конструкторских и технологических проблем. Поэтому исследование и анализ конструктивных особенностей и эффективности рекуператоров различного типа, разрабатываемых для установки в выхлопной части ГТД, в частности, в выхлопной части вертолётных и самолётных двигателей, рассмотрение технических требований к их проектированию и первоочередных задач, решение которых позволит внедрить такого типа СУ для использования на ЛА, весьма актуально и имеет важное практическое значение. К наиболее важным техническим требованиям, которые должны рассматриваться при создании рекуператоров ГТД, относятся: низкий уровень гидравлического сопротивления и потерь давления закомпрессорного воздуха, сохранение герметичности газового тракта рекуператора в течение всего времени его работы, минимальные габариты и масса, эксплуатационная технологичность и ремонтпригодность, высокий уровень полноты сгорания камеры сгорания ГТД и отсутствие саже образования в его выхлопной части. Представлены результаты исследований рекуператоров различных типов и конструкции, отличающихся: трубчатые и пластинчатые, по типу организации течения теплоносителей по поверхностям теплообмена (прямоточные, противоточные, перекрестного тока), по числу заходов теплоносителей, по типу поверхностей и интенсификаторов теплообмена и т.д.



**Разработка и исследование энергоемкого источника тока**  
Артемьев С.А.<sup>1</sup>, Пуцылов И.А.<sup>1</sup>, Смирнов С.Е.<sup>1</sup>, Агафонов Д.Н.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>МЭИ, <sup>2</sup>НПКР, г. Москва

На сегодняшний день авиакосмическая техника является одним из наиболее перспективных направлений развития рынка литиевых источников тока. Однако уже сегодня энергетические параметры литиевых систем не всегда удовлетворяют требованиям автономных авиакосмических потребителей. Емкость литиевых источников тока лимитирована, в большей степени, катодными материалами. Долгое время считалось, что наилучшими свойствами обладают только хорошо окристаллизованные материалы с микронными размерами частиц. Исследования последних лет показали, что повышение дисперсности до субмикронных и даже нанокристаллических размеров способствует увеличению практической емкости катодных материалов и проведению процесса внедрения/экстракции ионов лития в кинетическом режиме, что важно для создания эффективных быстродействующих источников тока.

В настоящей работе разработаны не имеющие аналогов твердофазные композиционные катоды на основе диоксида марганца, содержащие некоторую долю наноматериалов, в том числе во фторированном исполнении. В качестве ионного проводника в электродах использован твердополимерный электролит, представляющий собой бинарную систему, состоящую из некоторой доли соли лития, равномерно распределенной в матрице сополимера полисульфона. В процессе изготовления электродов их активная масса подвергалась механообработке на аппаратуре высокого давления типа наковален Бриджмена.

Установлено, что использование фторированных однослойных углеродных нанотрубок в качестве активного компонента и замена пирографита на однослойные углеродные нанотрубки позволяет увеличить емкость твердофазных диоксид марганцевых электродов более чем 60%.

Источники тока типоразмера CR 26500 с разработанными катодами отличаются высокой безопасностью. Ввиду использования эффективных наноматериалов, а также повышения содержания активных вещества при компактировании, в процессе обработки под высоким давлением, по абсолютному значению емкости CR 26500, с предложенными катодами, на 9 % превосходят элементы на основе системы литий – тионилхлорид в том же габарите. При этом необходимо отметить, что элементы на основе системы литий-тионилхлорид взрывоопасны, вытекающий электролит обладает разъедающим воздействием и чрезвычайно опасен при вдыхании.

Очевидно, что неисправность такого источника тока может привести к гибели летающего аппарата.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ 12-08-33019.

### **Моделирование потока вторичных ионов перезарядки в ионно-оптической системе ионного двигателя**

Лёб Х.В., Черкасова М.В., Обухов В.А., Ахметжанов Р.В.  
МАИ, г. Москва

Объектом исследования является ионно-оптическая система (ИОС) высокочастотного ионного двигателя. Именно от ИОС в первую очередь зависит ресурс двигателя.

В данной работе рассматривается формирование потока вторичных ионов перезарядки, движущихся к ускоряющему электроду (ИОС) двигателя ВЧИД-45М из зоны нейтрализации пучка. Вначале произведен расчет параметров первичного пучка ионов и выбраны близкие к оптимальным варианты двух и трёхэлектродной ИОС. Плотность плазмы и температура электронов при этом выбраны исходя из данных экспериментальных работ немецких исследователей. На выбор параметров геометрии ИОС также оказывало влияние ограничение в виде максимальной подаваемой на электроды разности потенциалов (5 кВ). В качестве рабочего тела выступал ксенон с атомной массой 131,3 а.е.м.

На основании расчётных данных первичного пучка смоделирован поток вторичных ионов перезарядки для двух и трёхэлектродной ИОС. При расчёте обратных потоков в двухэлектродной ИОС вводился вырожденный третий электрод (точка с нулевым потенциалом). При расчёте обратных потоков внутри отверстия УЭ формировалась узкая граница, от которой отражаются вторичные ионы – виртуальный анод. Получены двумерные распределения потенциала и напряженности поля. Рассчитаны траектории вторичных ионов перезарядки с учетом взаимного влияния объемных зарядов первичного и вторичного пучков.

Для расчета характеристик первичного пучка и определения близкой к оптимальной геометрии ИОС двигателя использовался программный комплекс IGUN. Этот же комплекс использовался и для определения траекторий вторичного потока ионов перезарядки. Также были разработаны дополнительные программные блоки.

Проведенные исследования позволяют смоделировать эрозию ускоряющего электрода и оценить ресурс двигателя. Все проведенные расчёты будут проверены в ходе запланированных в Лаборатории ВЧИД МАИ экспериментов.

## **Новый метод функциональной диагностики ЖРД**

Белова Ю.Н., Мартиросов Д.С.

НПО «Энергомаш», г. Химки

Дано теоретическое и расчетно-экспериментальное обоснование метода функциональной диагностики ЖРД по отклонениям характеристик основных рабочих процессов и элементов конструкции. Проведен анализ по выявлению диагностических признаков наиболее чувствительных к нарушению основных характеристик рабочих процессов ЖРД (мощностных, напорных характеристик, кпд насосных агрегатов, кпд турбин, тяги).

Введено понятие разрешающей способности системы «математическая модель – система измерения». Получена таблица неисправностей, связывающая нарушения основных характеристик процессов и элементов конструкции ЖРД с отклонениями совокупностей измеряемых параметров.

Эффективность предлагаемого метода подтверждается результатами его применения при раннем обнаружении медленно развивающихся неисправностей на конкретных огневых испытаниях мощных ЖРД.

## **Разрушение лопаток компрессоров авиадвигателей в условиях эксплуатации**

Белоусов М.Г., Пивоваров В.А.

МГТУ ГА, г. Москва

С усталостными поломками лопаток компрессоров столкнулись в эксплуатации с начала использования ГТД. За прошедший период времени была накоплена представительная статистика по двигателям гражданской авиации и двигателям специального назначения. При этом наблюдались поломки лопаток вентиляторов, КНД и КВД различных ступеней. Фиксировались поломки лопатки в районе замка, на спинке в зоне 2/3 длины пера, на кромках в верхней трети и на торце. Эти поломки свойственны, как показывает практика, всем типам двигателей [1].

В 2002 году с целью получения объективной картины повреждаемости ПЧ АД было введено обязательное фотодокументирование всех выявленных дефектов, обнаруженных при осмотрах. А за 3 года до этого начался переход в ГА на новое эндоскопическое оборудование и видеосистемы.

Из рассмотрения характера всех приведенных усталостных разрушений видно, что все лопатки независимо от их размера и

материала изготовления разрушаются в четко ограниченных зонах на спинке, кромках, торце. При этом относительные координаты расположения трещин примерно одинаковы.

Это свидетельствует о наличии общих закономерностей динамического нагружения лопаток и возникающей в них напряженности при резонансных колебаниях. Причем наличие эксплуатационных повреждений на лопатках не влияет на эти закономерности.

Лопаткам зарубежных двигателей свойственны большие отделившиеся фрагменты пера со стороны входных кромок. Иногда встречаются фрагменты прямоугольной или квадратной формы, резкие линии излома развивающихся трещин.

Кроме того, в одной ступени часто наблюдаются по две или три подряд сломанных лопатки. И более – в последующих ступенях наблюдается такая же картина. Т.е. общее количество поломанных лопаток КВД может достигать до десятка. Что совершенно не является характерным для отечественных двигателей. Приведенные факты свидетельствуют о существенно более высокой динамической нагруженности лопаток компрессоров зарубежных двигателей. Это, очевидно, безопасности полетов не способствует.

Напротив, у всех типов отечественных двигателей в эксплуатации фиксируются за очень редким исключением единичные усталостные поломки лопаток разных ступеней. Это свидетельствует о их меньшей динамической напряженности и больших запасах прочности  $K_{\text{в}}$ , чем у зарубежных двигателей.

Данная работа даёт возможность выявлять и анализировать причины поломок лопаток в условиях эксплуатации, разрабатывать и проверять меры по их подавлению.

Литература:

Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей М., «Машиностроение»: 1976, 216 с.

### **Численное моделирование эксперимента по исследованию аэродинамических сил в лабиринтных уплотнениях**

Брыкин Б.В.<sup>1,2</sup>, Евдокимов И.Е.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>МАИ, <sup>2</sup>НТЦ им. А. Люльки, г. Москва

Одной из актуальных проблем при проектировании газотурбинных двигателей (ГТД) в настоящее время является повышение его экономичности. Коэффициент полезного действия (КПД) компрессора и турбины двигателя напрямую связан с утечкой рабочего газа из проточной части. Для снижения перетечек применяются различные

виды лабиринтных уплотнений (ЛУ), и практически все они являются потенциальным источником повышенных вибраций и потери устойчивости роторных систем из-за возникновения в них аэродинамических сил.

В осуществлённой работе было проведено моделирование экспериментального исследования трёхгребёчатого ЛУ стенда МЭИ «Динамическая модель уплотнения». Трёхмерное моделирование работы реального уплотнения, реализующее модель сжимаемой сплошной среды, описываемую уравнениями Навье — Стокса и моделями турбулентности, применительно к исследованию лабиринтного уплотнения с заданным эксцентриситетом в отечественной практике было проведено впервые. Комплексные экспериментальные исследования уплотнений, проведённые в МЭИ 20-30 лет назад, предоставляют огромное количество данных по аэродинамическим свойствам уплотнений. Из массива экспериментальных данных особенно важно было выбрать данные о распределении давлений, так как цель настоящего исследования состоит в определении аэродинамических сил, возникающих в ЛУ со смещённым ротором. Такой выбор, несомненно, обладает меньшей требовательностью к результатам численного эксперимента, по сравнению с исследованием распределения скоростей в камерах уплотнения, но позволяет получить эффективную методику расчёта уплотнения более экономичными моделями турбулентности на меньших сетках.

Экспериментальные данные позволили сравнивать распределение давления по окружности в срединных сечениях камер уплотнения, а также вдоль уплотнения. Такая комплексная проверка методики расчёта, и расчётного комплекса ANSYS CFX, позволяет подойти более продуктивно к использованию данного пакета в инженерной практике, проектированию ЛУ в современных авиационных ГТД, а также совершенствованию динамических характеристик и КПД уже существующих и вновь проектируемых двигателей.

### **Исследование проблем получения стабильных монодисперсных потоков для капельного холодильника излучателя**

Бухаров А.В.

МЭИ, г. Москва

Для увеличения коэффициента полезного действия космических энергетических установок (КЭУ) с замкнутым циклом необходимо отводить тепло из низкотемпературной части цикла с помощью специальных систем (излучателей). С увеличением мощности КЭУ масса излучателей возрастает, а это в свою очередь приводит к

существенному увеличению габаритных характеристик самих космических аппаратов.

Наиболее перспективными излучателями, обладающими большим коэффициентом сброса тепла и почти 100% метеоритной неуязвимостью являются капельные холодильники-излучатели.

Теплоноситель, проходя по рабочему контуру, нагревается и поступает в генератор капельного потока. С помощью генератора осуществляется формирование и выброс в космическое пространство капельного потока, представляющего собой регулярную структуру из большого количества монодисперсных капель. Холодный теплоноситель собирается специальным сборником и возвращается обратно в рабочий контур.

Для изучения процессов получения монодисперсных потоков была создана специальная экспериментальная установка (модель капельного холодильника-излучателя (КХИ)). Установка позволяет получать плотные потоки монодисперсных капель с диаметром капель 0.15-0.3 мм и угловой расходимостью менее 1 мрад.

На установке были проведены эксперименты по изучению влияния внешнего давления на продольную и поперечную неустойчивость монодисперсных капельных потоков.

Эксперименты показали, что с уменьшением давления от 1 бар до 0.1 бар величины продольной и поперечной неустойчивости также уменьшаются. В области давлений меньших 0.1 бар величины продольной и поперечной неустойчивости принимают минимальное значение и не зависят от давления. При этом дисперсия продольной составляющей скорости равная 0.01%, а дисперсия поперечной составляющей скорости равна 0.003%.

Полученные экспериментальные результаты могут быть использованы при конструировании генераторов монодисперсных потоков. В результате станет возможным создание плотных монодисперсных потоков большой длины. А это в свою очередь позволит резко увеличить коэффициент полезного действия космических энергетических установок.

Работы были поддержаны грантом РФФИ 12-08-01170-а.

### **Расчётное прогнозирование флаттера лопаток компрессоров современных газотурбинных двигателей в 3-D постановке**

Веденеев В.В.<sup>1,2</sup>, Макаров П.В.<sup>3</sup>, Колотников М.Е.<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Т-Сервисы, <sup>2</sup> МГУ, <sup>3</sup> НПЦ газотурбостроения «САЛЮТ», г. Москва

В настоящее время в практике российского авиадвигателестроения расчетное прогнозирование флаттера лопаток ГТД базируется преимущественно на вероятностно-статистическом подходе, суть

которого заключается в обобщении экспериментальных данных методами математической статистики и построении областей флаттера и устойчивости в многомерном пространстве диагностических факторов. Такой подход хорошо себя зарекомендовал для схем компрессоров с рабочими лопатками, имеющими антивибрационные полки, для которых накоплен большой объем экспериментальных данных. Однако, этот подход неприменим в случае его использования для лопаток широкохордных высоконапорных вентиляторов без бандажных связей между лопатками, для которых на настоящее время не имеется достаточного объема экспериментальных данных для эмпирического построения границ флаттера в пространстве диагностических факторов.

Для таких лопаток в настоящее время разрабатываются расчётные методы прогнозирования флаттера, однако преимущественно исследуются двумерные задачи для определённого сечения профиля лопатки (как правило, 90% высоты). Оценки влияния трёхмерных эффектов, как и обоснования выбора определённого сечения до сих пор не имеется.

В настоящей работе разрабатывается трёхмерный расчётный метод прогнозирования флаттера, основанный на оценке энергии, подводимой к лопатке от потока газа при её малых колебаниях. Проведено исследование сходимости результатов по параметрам численного моделирования (размерность сетки, шаг по времени, и т.п.). Приведены результаты расчётов флаттера бандажированных и небандажированных лопаток эксплуатируемого компрессора авиационного ГТД для параметров, соответствующих как флаттеру, так и устойчивости.

### **Исследование характеристик пленочного охлаждения и верификация комплекса вычислительной газовой динамики ANSYS CFX 14 на модельных задачах**

Виноградов К.А., Диденко Р.А.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

При современном уровне температур в турбине авиационных ГТД разработка эффективных систем охлаждения является одной из наиболее актуальных и сложных проблем. Для охлаждения наиболее горячих частей турбины, таких как сопловые и рабочие лопатки ТВД, наибольшее распространение получила конвективно-пленочный способ охлаждения.

Применение методов численной газовой динамики (CFD) для моделирования процессов пленочного охлаждения позволяет исследовать характеристики работы отверстий перфорации и оценить эффективность системы на различных режимах работы, не прибегая к дорогостоящим экспериментам. Ключевым фактором применимости

данного подхода является точность моделирования, для чего необходимо выполнять верификацию применяемого программного комплекса, а также используемой модели турбулентности.

Целью данной работы являлось исследование характеристик пленочного охлаждения на модельной геометрии, и верификация применяемого на ОАО «НПО «Сатурн» программного комплекса ANSYS CFX 14 применительно к задачам моделирования пленочного охлаждения.

Модельная геометрия представляет собой плоскую пластину, омываемую горячим газом, в которой присутствует отверстие выдува охлаждающего воздуха. Исследования проводились для двух типов отверстий перфорации: цилиндрического и веерного при варьировании параметра выдува  $M$ .

Среднее отклонение результатов расчета эффективности охлаждения от экспериментальных данных составило 9%, при этом максимальное отклонение 20% наблюдалось в областях  $2 < x/d < 4$ , что может объясняться неполным соответствием режимов течения в расчете и эксперименте. При увеличении параметра выдува  $M$  до 1.5 среднее отклонение результатов расчета от экспериментальных данных составляет 3%, а максимальное 5%.

Наиболее близкие к эксперименту результаты для обоих типов отверстий получены при использовании моделей турбулентности BSL-RSM и SST, при этом затраты вычислительных ресурсов BSL-RSM значительно превышают затраты на модели SST. Веерное отверстие перфорации обладает большей эффективностью охлаждения, чем цилиндрическое, особенно при больших параметрах выдува (при  $M=1.5$  более чем в 2 раза). При  $M=0.5$  веерное отверстие имеет эффективность на 5% выше, чем цилиндрическое.

Данное исследование позволило увеличить точность моделирования теплового состояния деталей и узлов турбины с конвективно-пленочным охлаждением.

### **Разработка и исследование аккумулятора системы Li-S**

Воробьев И.С., Пуцылов И.А., Смирнов С.Е.,

Чалых Н.С., Юдакова А.М.

МЭИ, г. Москва

Ввиду высоких энергетических параметров, недостижимых для других электрохимических систем, литий - ионные аккумуляторы широко используются в космической и военной технике, на воздушном, железнодорожном и водном транспорте. Не смотря на существующий прогресс в развитии данных химических источников тока, до сих пор актуальным является поиск и исследование новых электрохимических



систем, обладающих высокой удельной энергией и способностью к длительному циклированию. В качестве одной из перспективных систем рассматривается система Li-S. К достоинствам этой системы можно отнести высокое теоретическое значение удельной энергии - 2600 Вт·ч/кг, а также доступность, дешевизну и экологическую безопасность серы. Основная проблема создания литиевых аккумуляторов на базе положительного электрода, содержащего серу в качестве активного вещества, является его деградация в процессе циклирования в жидких апротонных электролитах, используемых для литиевых электрохимических систем.

В настоящей работе предлагается повысить энергетические параметры, стабильность и ресурс аккумуляторов системы Li-S за счет внедрения в структуру положительного электрода твердополимерного электролита на основе модифицированного полисульфона вместо жидкого апротонного электролита и включения в технологию его изготовления стадии пластического деформирования активной массы на аппаратуре Бриджмена.

Исследования макетов аккумуляторов системы Li-S проводили в трех-электродной полипропеленовой ячейке с использованием потенциостата IPC-Pro M. Технология изготовления положительного электрода включала в себя ряд последовательных стадий: смешивание компонентов активной массы в составе растворителя ультразвуком на экспериментальном стенде УЗ-1; испарение растворителя в сушильном шкафу; размол полученной твердофазной системы в шаровой мельнице; пластическое деформирование и напрессовку активной массы на поверхность подложки электрода.

Электрохимические испытания показали, что стадия пластического деформирования является обязательной технологической стадией производства твердофазного серного электрода, так как позволяет снизить зарядное напряжение аккумулятора приблизительно на 30% при некотором повышении длительности разряда и разрядного напряжения. В целом, замена жидкого апротонного электролита на твердополимерный и пластическое деформирование активной массы серного катода значительно снижают его деградацию и повышают стабильность в процессе циклирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ 12-08-33019.

## **Расчетно-теоретическая модель исследования флаттера лопаток компрессора на дозвуковых режимах работы авиационного двигателя**

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

Одним из узлов газогенератора является компрессор, аэродинамическое и конструктивное совершенство которого определяет тягу, экономичность, массу, габаритные размеры, надежность и ресурс двигателя. Устраняя противоречивые требования, с которыми приходится сталкиваться при разработке данного узла, возникают проблемы со стороны конструкции, газодинамики, прочности, аэроупругости.

В работе исследуется флаттер лопаток компрессора на дозвуковых режимах работы газотурбинного авиационного двигателя. Для этого разработана математическая модель численного анализа, которая представляет собой систему дифференциальных уравнений, записанную для плоской решетки профилей однородного лопаточного венца.

Существенная особенность течения в решетках – взаимное влияние лопаток через поток. Это приводит к тому, что значения газодинамических реакций зависят от угла установки, геометрической формы и закона колебаний остальных лопаток. Данное взаимодействие описывается с помощью нестационарных аэродинамических коэффициентов влияния.

Частоты флаттера близки к собственным частотам, что делает удобным использование энергетического метода анализа устойчивости. Достоинством данного метода является то, что с его помощью можно определить непосредственный вклад в суммарную работу каждой составляющей колебаний в отдельности. В работе показывается влияние аэродинамических сил в зависимости от сдвига фаз и числа Струхала.

Геометрическая модель лопатки разработана на базе САДпрограммы твердотельного моделирования. Расчет проводился с помощью программного продукта ANSYSMechanicalAPDL. В его основе лежит метод конечных элементов, который для расчета собственных форм и частот использует блочный метод Ланцоша.

Построена и проанализирована диаграмма Кэмбелла – зависимость собственной частоты от частоты вращения ротора. Рассматривались следующие режимы работы двигателя: 0%, 25%, 50%, 75% и 100% физических оборотов. Полученное графически сближение третьей крутильной и второй изгибно-крутильной формы является опасным признаком возникновения автоколебаний.

Достоверность полученных численных результатов обеспечивается сравнением с некоторыми имеющимися экспериментальными данными.

## Перспективные схемы ГТУ на базе авиационных двигателей

Динь Тьен Зунг  
МАИ, г. Москва

В данной работе рассматриваются перспективные схемы конверсионных ГТУ на базе авиационных двигателей, внедрены в энергетике.

Рассмотрены два основных направления по реализации таких ГТУ. Это:

создание энергоисточников комбинированного производства (когенерации) электрической и тепловой энергии с целью повышения коэффициента использования тепла;

создание энергоисточников с повышенными удельной мощностью и тепловой экономичностью производства электроэнергии на всех возможных режимах их работы.

Обоснована перспективность следующих схем конверсионных ГТУ:

Конверсионные ГТУ-надстройки повышают эффективность использования топлива в системах централизованного теплоснабжения.

ГТУ с впрыском воды в компрессор. Впрыск воды на вход в компрессор или в его проточную часть снижает относительного энергопотребления компрессора и форсирования мощности конверсионных ГТУ.

ГТУ с регенерацией тепла выхлопных газов. Тепловая эффективность газотурбинной установки может быть существенно повышена при использовании тепла выхлопных газов турбины для подогрева сжатого компрессором воздуха перед камерой сгорания. Перспективной является регенерация в сочетании с впрыском воды в компрессор и после компрессора.

ГТУ с инъекцией пара в камеру сгорания и в турбину. Ввод пара в камеру сгорания и турбину обеспечивает подавление образования окислов азота, а также эффективное охлаждение теплонапряженных элементов камеры сгорания и лопаточного аппарата турбины, если в нем применяется охлаждение паровоздушной смесью. Поскольку расход пара через ГТУ составляет значительную часть рабочего тела ( $10 \div 30 \%$ ), его впрыск приводит к существенному повышению удельной мощности ГТУ и её тепловой экономичности. Перспективным вариантом ГТУ с инъекцией пара в КС является схема с одновременным применением влажного сжатия в компрессоре.

Автор обосновывает вывод, о необходимости сочетания нескольких методов повышения эффективности ГТУ для получения оптимальной схемы конверсионных ГТУ в соответствии с конкретной задачей проектирования, а также приводит результаты расчетного исследования

ГТД на базе ГТД-350 с впрыском воды в компрессор и «влажной» регенерацией тепла.

**Экспериментальное исследование эмиссии инфракрасного излучения малогабаритного двигателя ТС-21 с помощью тепловизора FLIR S60**

Евдокимов И.Е., Филиппов Г.С., Яковлев А.А.  
МАИ, г. Москва

Использование программ расчёта эмиссии теплового излучения при разработке современных малозаметных двигателей и летательных аппаратов (ЛА) является необходимым условием для успешной оптимизации изделий и поиска баланса между взаимоисключающими параметрами. Испытание таких программ, их экспериментальная проверка, является важным этапом проектирования законченного расчётного комплекса. При этом, для плодотворного ведения исследовательской и научной деятельности, необходимо располагать большим количеством открытых исходных данных, и расчётных методик, которые могут быть обсуждены сообществом исследователей. В такой ситуации единственно возможным вариантом становится исследование модельных объектов, например малогабаритных лабораторных двигателей. Кроме того, использование небольших стендовых установок приводит к существенной экономии средств и увеличивает скорость разработки перспективных стелс-технологий.

В данной работе приведены результаты экспериментальных тепловизионных замеров малогабаритного двигателя ТС-21, оснащённого простым коническим соплом с центральным телом. В ходе проведения эксперимента возникли трудности, связанные с техникой тепловизионных замеров, которые были обозначены и исследованы в работе. По результатам замеров был сделан вывод, о том, что экспертные методики назначения свойств поверхностей (выбор степени черноты «серого» объекта по таблицам), являются неточными и требуют дополнения непосредственными замерами температуры видимой поверхности сопла. Однако даже в случае такой модификации техники эксперимента ошибка может заключаться в изменении степени черноты в зависимости от температуры, при том, что исследователи обычно располагают ограниченным набором температурных датчиков (в ином случае, использование тепловизора нерационально).

Общий вывод из проделанной работы заключается в том, что в случае исследования ИК — эмиссии двигателей, рационально использовать два различных подхода, которые могут быть выгодны в разных ситуациях. В случае создания программы расчёта ИК-излучения, моделирующей термограмму, получаемую тепловизором, удобнее использовать

тепловизор, и контролировать соответствие эксперимента и расчёта качественным и количественным сравнением яркостных температур и контрастов. При создании программы расчёта распределения силы излучения в пространстве, рациональнее использовать тепловые датчики излучения, работающие во всём спектре излучения и способные делать развёртку интенсивности излучения по спектру (например, спектрометры).

### **Характеристики жесткости и демпфирования лепестковых газодинамических подшипников**

Ермилов Ю.И.  
МАИ, г. Москва

Лепестковые газодинамические подшипники (ЛГП) используются в турбохолодильниках систем кондиционирования самолетов, в малых энергетических установках и являются перспективными для использования во вспомогательных силовых установках, малых центробежных компрессорах, малых турбореактивных двигателях и других высокооборотных турбомашинах.

Для эффективного проектирования роторных систем с ЛГП важное значение имеет возможность теоретического определения характеристик жесткости и демпфирования, позволяющая рассчитывать динамическое поведение ротора при различных внешних силах.

Жесткость и демпфирование в ЛГП определяется как смазочным слоем, так и упруго-демпферными свойствами пакета лепестковых элементов подшипника. В ЛГП толщина и профиль смазочного слоя зависят не только от частоты вращения и величины нагрузки, но и от пакета лепестковых элементов подшипника.

Характеристики жесткости и демпфирования ЛГП определяются для симметричного ротора по анализу траектории прецессии под действием периодической внешней силы. Математическая модель ЛГП включает нестационарное трехмерное уравнение газовой смазки и модель упругой поверхности подшипника. Смазочный слой образован вращающейся цапфой и несколькими лепестками. Лепестки опираются на корпус подшипника через гофрированную ленту, которая моделируется элементарными демпферами и пружинами, имеющими в общем случае нелинейные характеристики. Реакция поверхности подшипника возрастает с увеличением радиального смещения и скорости смещения поверхности.

Представлены результаты расчетов характеристик жесткости и демпфирования подшипника при различных начальных зазорах в подшипнике, упругости поверхности подшипника, массе и частоте вращения ротора.

## **Разработка метода прогнозирования уровня вибронпряжений в лопатках ГТД**

Журавлев Р.В., Диденко Р.А., Лугинина Н.С., Габов Д.В.  
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Важной задачей при создании современных турбокомпрессоров является прогнозирование уровня вибронпряжений в рабочих лопатках с целью минимизации рисков разрушения в работе вследствие высокого уровня динамических напряжений.

Целью данной работы являлась разработка методики определения уровня вибронпряжений лопатки на этапе проектирования и сравнение результатов численного исследования с экспериментальными данными. Методика основана на анализе взаимодействия нестационарного течения газового потока и лопатки рабочего колеса компрессора высокого давления (КВД).

Исследование проводилось с использованием метода междисциплинарного анализа Fluid Structure Interaction (FSI), реализованного в среде ANSYS Workbench 14. Преимущество данного метода заключается в отсутствии необходимости перестраивать геометрические модели и расчетные сетки на каждом шаге расчета, что приводит к значительному сокращению трудоемкости.

В качестве объекта исследования была выбрана сверхзвуковая ступень осевого компрессора промышленной наземной газотурбинной установки ОАО «НПО «Сатурн». Несмотря на преимущества данного метода перед другими, используемыми в настоящее время, его применение достаточно ресурсоемко и требует продолжительного времени расчета, на начальном этапе были приняты некоторые допущения: не учитывалось влияние радиального зазора и направляющего аппарата за рабочим колесом.

По результатам решения данной задачи определен уровень напряжения и деформаций рабочей лопатки; с помощью преобразования Фурье нестационарных аэродинамических нагрузок выявлены наиболее опасные формы колебаний.

Результаты расчетов имеют хорошее согласование с экспериментальными данными, полученными в ходе испытаний ступени на вибростенде и на реальном компрессоре.

В ходе данной работы была отработана технология определения уровня вибронпряжений лопаток газотурбинных двигателей с применением метода FSI.

## **Разработка инструмента для устранения эксплуатационных повреждений двигателей 5-го поколения**

Зонтов Г.С., Соловьев М.И.

МГТУ ГА, г. Москва

Проблема повреждения лопаток компрессоров посторонними предметами в эксплуатации не теряет своей актуальности. Существующие нормы допустимых повреждений для всех типов существующих авиадвигателей являются весьма жесткими и не позволяют полностью устранить досрочный сьем двигателей. Это приводит к большим экономическим потерям.

Накопленный к настоящему времени опыт показывает, что эффективным методом является устранение выявляемых повреждений с помощью специального инструмента без съема двигателя с крыла. Эти работы осуществляются через смотровые лючки, размеры которых определяют возможности оператора. Большие трудности возникают, если диаметр лючков составляет порядка 8 мм. Так как кроме режущего инструмента (обычно в виде фрезы) необходимо параллельно ввести эндоскоп, узел поворота дистальной части, узел привода фрезы. При этом все узлы должны находиться в жестком корпусе, обеспечивающем прочное крепление всех узлов и защиту эндоскопа.

Вся конструкция должна исключать возможность ее разрушения внутри двигателя.

В докладе изложены подходы к созданию инструмента, позволяющего устранять эксплуатационные повреждения через лючки диаметром 7 мм или 6 мм.

При этом ставятся задачи устранения типовых эксплуатационных повреждений любого характера и в любых зонах на кромках пера.

Точный диаметр имеют лючки у компрессоров вертолетных двигателей и двигателей специального назначения пятого поколения.

В основу положены технические решения, прошедшие апробацию на лопатках КВД двигателей ПС-90А.

## **Эксергетический анализ реальных циклов воздушно-холодильных машин**

Иванова А.П., Горбачев М.В.

НГТУ, г. Новосибирск

Воздушно-холодильные машины, работающие по обратным термодинамическим циклам, предназначены для создания и поддержания в объеме заданных параметров (давления, температуры, влажности и газового состава) и в основном применяются в

авиационных и судоводных транспортных средствах и частично в наземном холодильном оборудовании.

В настоящее время развитие ВХМ идет по пути модернизации агрегатного состава, результатом этого является высокие КПД и технические характеристики агрегатов: КПД турбокомпрессоров достигают 0,8; КПД турбодетандеров 0,9; тепловая эффективность теплообменных аппаратов 0,75-0,85. Однако, эффективность цикла, оцененная эксергетическим КПД, остается на уровне, как правило, не превышающем 0,5.

Вследствие этого необходима научно обоснованная методика расчета, усовершенствования и уточнения теоретических методов анализа эффективности различных энергетических процессов и составления на их основе методик расчета и проектирования энергопреобразующих систем и оптимизации существующих.

Наиболее перспективным для этих целей является эксергетический метод анализа, позволяющий устанавливать максимально эффективные энергопреобразующие процессы, путем определения и дальнейшего устранения потерь эксергии.

В данной работе разработана математическая модель обратных термодинамических циклов с применением регенерации и ступенчатого сжатия, проведена оценка адекватности путем сравнения полученных данных с известными.

При проведении расчетов:

- выполнен анализ влияния исходных параметров на эксергетический КПД циклов;
- получены аналитические зависимости для оценки реальных циклов, в виде эксергетических КПД;
- получены аналитические зависимости для определения эксергетических потерь в агрегатах системы, проведен анализ влияния потерь в элементах на установку в целом;
- проведено сравнение идеальных и реальных термодинамических циклов.

Разработанная эксергетическая модель может быть использована для:

- 1) проведения эксергетического анализа реальных циклов;
- 2) анализа направлений увеличения эксергетического КПД энергопреобразующих систем, как в целом, так и поэлементно.



## **Разработка системы питания и управления для функционирования двигателей типа RIT**

Викторов А.С., Ганзбург М.Ф., Ирз М.Б., Молотков В.Ю.  
АВЭКС, г. Москва

Целью данной работы являлось создание системы питания и управления двигательными блоками с двигателями RIT.

В процессе эскизного проектирования были решены следующие задачи:

- разработаны схемотехнические и конструкторские решения по созданию системы питания и управления двигателями RIT в ЭРДУ;
- обоснованы выбранные технические решения по обеспечению высоких энергетических характеристик, длительного ресурса и высокой надежности при минимальной массе, с использованием только отечественной элементной базы;

По результатам эскизного проектирования определены основные технические и эксплуатационные характеристики СПУ-Д для RIT-22.

Определен проектный облик системы питания и управления и составных частей блока электропитания и управления (БЭПУ).

Рассмотрены конструктивно технологические решения при проектировании БЭПУ.

Для обеспечения взаимодействия с системой управления КА и реализации алгоритмов по развертыванию циклограммы управления ионным двигателем предлагается реализация модуля управления на базе микроконтроллера.

По результатам проработки эскизного проектирования выданы предложения по реализации инновационных направлений в части развития элементной базы.

Для обеспечения проведения автономных испытаний и комплексных испытаний ЭРДУ, а также для автономных испытаний в составе КА рассмотрен вариант построения КПА СПУ-Д.

В настоящее время ОАО «АВЭКС» совместно ОАО «Плазматех» для ГНЦ ФГУП «Центр им. М.В. Келдыша» разработал и изготовил стендовую систему электропитания для ионного двигателя с разрядом постоянного тока мощностью 36 кВт.

## Исследование температурного состояния пористой пластины с учетом вязкостной диссипации

Калмыков П.Э.<sup>1</sup>, Байгалиев Б.Е.<sup>1</sup>, Тумаков А.Г.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>КНИТУ-КАИ им.А. Н. Туполева, г. Казань

<sup>2</sup>«Энергомаш (Волгодонск) – Атоммаш»

Разработка новых ГТД с высоким кпд требует увеличения температуры продуктов сгорания. Теплозащита лопаток при этом возможна с использованием пористых вставок. Влияние вязкостной диссипации энергии при течении газа через пористую вставку не учитывалось. При определенных условиях (тип охлаждающего газа, его расход, пористость вставки) охлаждающий газ может вместо охлаждения повысить температуру лопатки. В данной работе предлагается дифференциальное уравнение течения газа через пористую вставку с учётом вязкостной диссипации и программа решения его в системе MatLab, результаты которой показали, что при уменьшении пористости вставки до 0,02, а также, при неизменной пористости и увеличении расхода (от 1 до 5 кг/(м<sup>2</sup>·с)), температура вставки повышается. При пористости вставки 0,20 влияние вязкостной диссипации отсутствует.

Полученное уравнение описывает тепловое состояние пористой стенки и учитывает её подогрев за счет трения охлаждающего газа о её поверхность. Показано, что возможны режимы течения теплоносителя, при которых его температура может превышать температуру пористой стенки. Кроме того, что температура теплоносителя выше температуры пористой стенки, тепловой поток будет направлен в стороны пористой стенки, и тем самым температура пористой стенки будет возрастать.

С помощью программы, написанной на языке MatLab, решено уравнение. Рассматривались газы; Н<sub>2</sub>, О<sub>2</sub>, He, N<sub>2</sub>, CH<sub>4</sub>, воздух, продукты сгорания. При пористостях: 0,02; 0,05; 0,20 и расходах: 1, 2, 3, 4, 5 кг/(м<sup>2</sup>·с).

Из полученных результатов видно, что при уменьшении пористости скелета увеличивается его температура. Средняя разница в температуре по всей длине пластины между П=0.2 и П= 0.05 для кислорода 7, 661% , для водорода 3,176%, для азота 7,366%, для гелия 4, 58%, для воздуха 7,251%, для метана 5,046%, продуктов сгорания 6,92%

При П=0.02 заметно резкое увеличение температуры скелета к его наружной поверхности, отличие от П=0.05 составляет для кислорода в 6 раз, для водорода на 30%, для воздуха 41,02%, для метана 32,36%, для продуктов сгорания 40,42%.

При увеличении расхода от 1 до 5 кг/(м<sup>2</sup>·с) при П=0,05, на выходе из пластины продукты сгорания, азот и кислород повышают температуру

на 16,68%; 21,28 % и 23,14% соответственно, а водород, метан и гелий уменьшают температуру на 4,36%; 6,37% и 7, 38% соответственно.

## **История разработки и физические особенности современных СПД**

Ким В.П.

МАИ, г. Москва

В докладе кратко рассматривается история разработки стационарных плазменных двигателей (СПД) в СССР и США. В частности, показано, что работы по этому типу двигателей были начаты в СССР и США практически одновременно. Показано также, что работы в США были приостановлены во второй половине 1960-х годов в то время, как в СССР, они непрерывно продолжались и дали хорошие результаты.

В разработке СПД в СССР решающую роль сыграли основные идеи Алексея Ивановича Морозова, такие как целесообразность использования «фокусирующей» геометрии силовых линий магнитного поля для фокусировки ионного потока в зоне ускорения и целесообразность использования диэлектрических стенок ускорительного канала для снижения температуры электронов. Эти идеи реализованы в современных СПД. Поэтому с учетом исключительных заслуг А.И.Морозова в разработке принципиальной схемы СПД предлагается называть двигатели с отмеченными выше признаками стационарными плазменными двигателями Морозова. Это помимо выражения уважения к А.И.Морозову позволяет отличать СПД от других стационарных плазменных двигателей.

В докладе рассмотрен также механизм ускорения в СПД и родственном ему двигателе с анодным слоем (ДАС). Показано, что сила взаимодействия «Холловского» тока с магнитным полем является промежуточным звеном в передаче силы реакции ускоряемых электрическим полем ионов на магнитную систему двигателя. Показана также целесообразность выделения СПД и ДАС в самостоятельный класс двигателей с ускорением ионов электрическим полем в плазме.

В результате рассмотрения механизма формирования электрического поля в зонах ускорения СПД и ДАС показано, что распределение потенциала вдоль направления ускорения определяется распределением сопротивления плазмы, которое в значительной мере контролируется распределением индукции магнитного поля. Показано, что управление этим распределением позволяет управлять процессами и характеристиками двигателя, и это используется в современных СПД.

## **Решение задачи сравнительного анализа альтернативных видов авиатоплив на основе моделирования их эксплуатационных характеристик**

Кирдюшкин Ю.С.

МГТУ ГА, г. Москва

Представляются основы построения модели для проведения сравнительного анализа наиболее приемлемых альтернативных видов топлив для газотурбинных двигателей летательных аппаратов гражданской авиации. Виды альтернативных традиционному авиационному керосину топлив подбираются путем сравнительного анализа эксплуатационных характеристик исследуемых топливных смесей по следующим критериям:

- количество энергии, затраченной на производство альтернативного топлива (теоретические и эмпирические значения);

- теоретическая эффективность и максимальное количество работы, совершаемое топливом при сжигании в нормальных термодинамических условиях.

В современных условиях развития гражданской авиации, конкурентноспособным считается такое топливо, производство и использование которого отвечает следующим требованиям:

- «устойчивость» или возобновляемость источников топливного сырья;

- исключение возможного ущерба окружающей среде и угрозы сельскохозяйственным угодьям в процессе производства топлива;

Для проведения сравнительного анализа топливных смесей строятся теоретические модели топлив, основанные на известных типах углеводородных молекул, составляющих топливную смесь, и процентном соотношении их объемов. Используя принятые упрощенные теоретические модели топлив, можно с высокой степенью точности рассчитать значения: параметров теоретической эффективности топлива; минимального количества работы, затрачиваемой для производства топлива; температуры пламени при сжигании топлива в адиабатических условиях протекания реакции и продуктах сгорания рассматриваемой топливной смеси. На основе расчетных значений указанных параметров проводится общий сравнительный анализ.

Согласно результатам проведенного предварительного сравнительного анализа доступных альтернатив традиционному керосину сделан вывод о том, что наиболее приемлемой опцией становятся Био-СПК топлива, являющиеся возобновляемыми, так как Sasol IPK, и GTL, производятся компаниями Shell и Sasol на основе угля и природного газа, запасы которых ограничены.

## **Численное моделирование нестационарного прогрева насадка радиационного охлаждения ракетного двигателя с учетом переноса излучения в поглощающих и излучающих газообразных продуктах сгорания**

Волков Н.Н., Волкова Л.И., Ковалкин С.С., Колпаков А.В.  
Центр Келдыша, г. Москва

Представлены результаты численного моделирования нестационарного прогрева насадка радиационного охлаждения ракетного двигателя с учетом спектрального переноса излучения в поглощающих и излучающих газообразных продуктах сгорания. Конвективный тепловой поток в стенку определяется в рамках приближения пограничного слоя. Для расчета переноса излучения используется метод Монте Карло. Расчеты выполнены как с использованием среднего по Планку коэффициента поглощения, так и в многогрупповом приближении. Показано, что учет переноса излучения в рамках предложенной модели может привести к изменению расчетной температуры стенки на несколько десятков градусов по сравнению с применявшимися ранее приближенными методиками учета радиационного переноса.

## **Оценка теплового состояния камеры сгорания ЖРДМТ, работающего на экологически чистых компонентах топлива**

Ковалева Ю.С., Богачева Д.Ю.  
МАИ, г. Москва

В настоящее время в жидкостном ракетном двигателестроении большой интерес проявляется к экологически чистым топливам, таким как  $\text{H}_2+\text{O}_2$  и  $\text{CH}_4+\text{O}_2$ , обладающими высокими энергетическими характеристиками.

При этом создание объединенной двигательной установки на этих компонентах топлива требует разработки надежных и высокоэффективных исполнительных органов реактивной системы управления (РСУ) - жидкостных ракетных двигателей малых тяг (ЖРДМТ), работающих на той же топливной паре, что и основной двигатель.

Одной из основных проблем создания таких ЖРДМТ является обеспечение удовлетворительного теплового состояния стенки камеры сгорания (КС). В связи с особенностями режимов работы ЖРДМТ (многократные кратковременные включения, малые габариты КС, и др.) практически единственным способом обеспечить надежное охлаждение стенки КС ЖРДМТ на газообразных компонентах топлива является завесное охлаждение одним из компонентов топлива.

Выбор охладителя, его расхода и конструкции входа на стенку в условиях ограниченного объема КС является сложной технической задачей. Она может быть решена путем моделирования внутрикамерных процессов и дальнейшим подтверждением правильности выбора модели и принятых конструкторских решений экспериментальными данными.

На кафедре 202 МАИ разработан ЖРДМТ тягой 200 Н, работающий на топливной паре  $\text{CH}_4+\text{O}_2$ .

Для оценки теплового состояния двигателя был выполнен расчет конвективных тепловых потоков в стенку КС по методикам, принятым для ЖРД больших тяг и изложенным в 1, 2. Также в программном комплексе ANSYS CFX было проведено моделирование рабочего процесса в КС разработанной конструкции. Анализ полученных результатов показал, что применение методик расчета, принятых для ЖРД больших тяг, дает неудовлетворительные результаты, и эти методики необходимо модифицировать с использованием экспериментальных данных.

В настоящее время на кафедре ведется работа по подготовке к проведению огневых экспериментов на стенде с использованием разработанных конструкций ЖРД МТ на топливной паре  $\text{CH}_4+\text{O}_2$ .

Библиографический список:

1. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. / Под ред. Кудрявцева В. М. - М.: Высшая школа, 1975.

2. Березанская Е. Л., Курпатенков В. Д., Надеждина Ю. Д. Расчет конвективных тепловых потоков в сопле Лавалья. - М.: МАИ, 1976.

### **Разработка комплекса для диагностики плазмы в разряде и струе радиочастотного ионного двигателя**

Вебер А.В., Кожевников В.В., Хартов С.А., Черный И.А.  
МАИ, г. Москва

При исследовании процессов ионизации и ускорения ионов в радиочастотных ионных двигателях (РИД) возникла необходимость в диагностике локальных характеристик плазмы внутри цилиндрической газоразрядной камеры (ГРК) и в струе, истекающей из ионно-оптической системы (ИОС) двигателя. Поскольку ГРК выполнена из твердого корунда ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ), затрудняющего выполнения отверстий, исследования процессов внутри камеры необходимо проводить, вводя зонд через отверстия ИОС диаметром 1,8 мм. Для подобных задач подходит цилиндрический зонд Ленгмюра. Для задач диагностики тока заряженных частиц в пучке РИД необходимо применять зонд Фарадея, энергоанализатор и накаливаемый зонд.

Суть зондовых методов диагностики заключается в измерении тока заряженных частиц на металлический электрод небольших размеров

(зонд), помещенный в плазму ГРК или пучка. Ток на зонд измеряется в зависимости от различных значений приложенного к зонду напряжения. В процессе подобных исследований снимается зондовая характеристика: зависимость тока частиц от напряжения электрода. Из зондовой характеристики при наилучших условиях можно определить концентрацию заряженных частиц, распределение электронов по энергиям и потенциал невозмущенной плазмы в окрестностях зонда.

У зондового метода исследования плазмы существует ряд требований, которые ограничивают его применимость в относительно плотных плазмах и плазмах с магнитными полями, характерными для плазмы внутри ГРК РИД. Размеры зондов необходимо выбирать с учетом параметров магнитного поля. Наличие колебаний в плазме требует фильтрации сигнала, получаемого с зонда. Фильтрацию возможно проводить физическими методами (фильтрами низких частот и полосно-заграждающими фильтрами) и математическими методами (программой математической фильтрации выходного сигнала, разработанной в визуальной среде программирования LabVIEW)

В процессе исследования была разработана трехкоординатная система перемещения зонда в вакуумной камере для исследования струи РИД. Также была модернизирована однокоординатная система перемещения зонда в вакуумной камере для исследования плазмы в ГРК РИД.

**Методика спектрального расчета переноса излучения в экспериментальной установке для моделирования работы кислород-водородного ракетного двигателя на больших высотах**

Гурина И.Н., Ковалкин С.С., Колпаков А.В.

Центр Келдыша, г. Москва

Разработана методика и приведены результаты расчета спектрального переноса теплового излучения в экспериментальной установке для моделирования работы кислород-водородного ракетного двигателя на больших высотах. Поле газодинамических параметров определяется в рамках модели невязкого и нетеплопроводного газа методом сквозного счета с использованием двух шаговой схемы второго порядка точности. Уравнение переноса излучения решается численно по методу Монте Карло. Поток излучения определяется путём интегрирования по спектру с использованием известных зависимостей коэффициента поглощения продуктов сгорания от длины волны излучения, давления и температуры. Определена область значений параметров, для которой расчеты переноса излучения могут быть выполнены с использованием среднего по Планку коэффициента поглощения, что позволяет значительно экономить время расчета без существенных потерь в точности вычислений.

## **Электродинамическое взаимодействие плазменных струй электроракетных двигателей с элементами корпуса КА**

Корсун А.Г.

ЦНИИмаш, г. Королёв

Представлены методы описания эффектов силового взаимодействия струй электрореактивных двигателей (ЭРД) с элементами конструкций космических аппаратов (КА). Эти методы основаны на разработанных ранее математических моделях истечения в космосе струй низкотемпературной, полностью ионизованной плазмы. На высоких орбитах струи ЭРД разлетаются свободно, ускоренно расширяясь под действием самосогласованного электрического поля. На низких орбитах геомагнитное поле **В** ограничивает расширение струи поперёк **В**. На некотором небольшом расстоянии от ЭРД практически инерционный разлёт превращается в замедленное расширение потока плазмы поперёк **В**. Струя, направленная вдоль **В**, перестраивается в слабо расширяющуюся спицу, т.е. т.е. неоднородный вдоль оси тета-пинч. Струя, истекающая поперёк **В**, перестраивается из осесимметричного потока в трёхмерный тонкий лепесток. В нём разлёт плазмы вдоль **В** происходит ускоренно, а расширение поперёк **В** ограничивается диффузией поперёк **В**. В этих струях генерируются электрические поля и токи, которые определяют их специфические характеристики.

При обтекании струёй элементов КА на его поверхности возникают электрические поля, а через проводящие участки замыкаются токи, генерируемые в плазме. В дополнение к механическим силам, на поверхность КА воздействуют электродинамические силы.

Для оценки корректности разработанных моделей они сопоставлены с результатами нескольких натуральных космических экспериментов, проведенных на геостационарных и низкоорбитальных КА. Полученные в них результаты по характеристикам струй ЭРД и по их силовому воздействию на КА согласуются с расчётами.

### **Создание стендовой системы функциональной диагностики для испытаний мощных ЖРД**

Ковалев В.И., Кузнецов С.В.

НПО «Энергомаш», г. Химки

Стендовая система функциональной диагностики (ССФД) создается с целью повышения качества и безопасности проведения натуральных испытаний (НИ) ЖРД типа РД-171М, РД-180 и РД-191.

В качестве первого этапа создания ССФД в 2003г. была внедрена система отображения информации (СОИ) [1].



СОИ предназначена для регистрации, обработки и передачи по сети в реальном масштабе времени информации об основных стендовых и двигательных параметрах на всех этапах проведения НИ. Система позволяет отображать в удаленном демонстрационном помещении и в удобном формате разнотипную информацию от следующих пяти штатных систем:

Система управления режимами (СУР). СУР выполнена в VME стандарте и обеспечивает автоматическое управление циклограммой проведения испытаний на этапе пуска. Среда разработки – SCADA система.

Система визуального контроля (СВК). СВК, выполненная на базе VXI стандарта, позволяет контролировать информацию по 300 стендовым параметрам на пред- и послепусковых режимах проведения НИ. Среда разработки LabWindows/CVI и C++.

Две системы технологической связи (СТС) и фотоконтроля (СФК), функционирующие на пред- и послепусковых режимах.

Система телеконтроля (СТК), состоящая из 24 видеокамер работающих в УФ и ИК диапазонах.

СТК показала свою эффективность не только на всех этапах проведения НИ, но и при экспериментальных исследованиях. В частности, при разработке магнитометрического метода диагностики начала разгара в теплонапряженных трактах ЖРД, а так же при обработке лазерного зажигания.

В рамках модернизации ССФД в настоящее время завершается разработка системы контроля технологии (СКТ), работающей в реальном масштабе времени на предпусковом этапе проведения НИ в режиме «совета».

Система создается с целью снижения влияния «человеческого фактора», являющегося, как показала практика, одной из основных причин возникновения нештатных ситуаций при проведении НИ.

Литература:

1. Системы контроля и бесконтактной диагностики рабочих процессов при проведении огневых испытаний ЖРД. В.И. Ковалев, С.В. Кузнецов, В.В. Курина и др. Сборник трудов ГДЛ-ОКБ №25, 2007г. стр.350-373.

### **Тенденции развития опор ДЛА, обоснование перспективных конструкций**

Богданов В.И., Коробкин Н.А., Лисицин А.Н.  
РГАТУ им. П.А. Соловьева, НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Создание современного авиационного двигателя – комплексный процесс, базирующийся на современных достижениях многих отраслей

науки и техники. Разрабатываемые ГТД пятого поколения, имеющие температуру газа перед турбиной порядка 2000 К, высокие частоты вращения роторов, низкую массу, ставят высокие требования к проектированию и ресурсу изделий. Одним из ответственных элементов авиационных двигателей являются опоры, с ключевыми их составляющими: подшипниками и уплотнениями.

Подшипники качения, в настоящее время, являются самым распространенным типом подшипников, используемых в опорах ГТД. Качественное охлаждение, смазка и защищенность от внешних факторов значительно продляет работоспособность опоры. Поэтому их развитие неразрывно связано с совершенствованием подшипников качения и защиты. Продлить ресурс подшипникам, обеспечить определенные рабочие условия, позволяет применение различного рода уплотнений, предотвращающих попадание в полость опоры горячих газов, посторонних частиц и утечки масла.

Одним из путей совершенствования ГТД, является повышение его удельных параметров, в том числе за счёт увеличения частоты вращения ротора, влекущей за собой ухудшения условий работы подшипника и уплотнений. Таким образом, развитие авиационных газотурбинных двигателей немыслимо без развития опор. В докладе, представленном на конкурс, рассматривается ряд перспективных разработок, позволяющих обеспечить работоспособность подшипников качения и уплотнений в тяжелых условиях.

Широкое применение беспилотных летательных аппаратов (БЛА) потребовало создания недорогих короткоресурсных двигателей. Одним из путей снижения стоимости изделия стала замена сложной циркуляционной системы смазки на упрощенные: масловоздушную на выброс и консистентную с воздушным охлаждением подшипников. Эту проблему также решают и неметаллические (например керамические) подшипники с высокой рабочей температурой, более 300 °С. В представленном докладе приведены обобщенные результаты экспериментальных исследований по доводке подшипников с упрощенной системой смазки.

Одним из путей увеличения частот вращения ротора является применение подшипников скольжения с газовой смазкой: газодинамические, газостатические – характеризуются более высоким коэффициентом полезного действия и долговечности при высоких частотах вращения, чем подшипники качения и подшипники скольжения с жидкой смазкой. Наиболее перспективными следует считать комбинированные подшипники с газовой смазкой, сочетающие динамические и статические составляющие грузоподъёмности. Но для комбинированных и газостатических подшипников необходимо

создавать нагнетание газа в рабочий зазор специальными устройствами для повышения газостатической составляющей грузоподъемности. Поэтому наибольший интерес представляют исследования газодинамических подшипников с газовой смазкой. Тенденции развития газодинамических подшипников так же представлены в докладе.

### **Моделирование осаждения загрязняющих покрытий на конструктивных элементах ионного двигателя**

Мадеев С.В., Смирнова М.Е., Хартов С.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время начинается новый этап в освоении космического пространства, требующий обеспечения энергосиловой установкой больших суммарных импульсов. Это возможно реализовать при использовании электроракетных двигателей (ЭРД) с высоким удельным импульсом и большим ресурсом. Лучше всего из известных типов ЭРД под такие требования подходят параметры плазменно-ионных двигателей (ПИД).

Для подтверждения работоспособности и определению предельного времени работы двигателя необходимо проведение его длительных огневых испытаний. Поскольку данные эксперименты весьма дорогостоящи, то возникает потребность в моделировании основных процессов для определения критериев и характера «разрушения» конструктивных элементов двигателя.

Предельное время работы ПИД в основном определяется скоростью разрушения под действием бомбардировки ионами ускоряющего электрода, а следовательно, если смоделировать процесс его распыления, то можно избежать существенных затрат на проведение полномасштабных испытаний двигателя.

В работе произведено моделирование электрических полей возникающих в эксперименте, имитирующем работу двигателя. Были смоделированы условия, при которых физические процессы внутри вакуумной камеры соответствовали процессам внутри разрядной камеры ПИД. Результаты моделирования представлены в работе. Эти данные помогут установить необходимые режимы работы ионного источника и планарного магнетрона, которые предполагается использовать для воспроизведения условий протекания процессов внутри газоразрядной камеры и ускорительной системы двигателя.

С учетом предварительных экспериментов при длительном разрушении в результате распыления углерод-углеродных материалов, используемых в качестве электродов ускорительной системы ПИД, существует вероятность возникновения сложных структур при осаждении распыленного материала на конструктивных элементах

двигателя. Данные образования формируются при определённой температуре стенки и могут ограничивать ресурс работы двигателя. Их появление было зафиксировано пока только в лабораторных условиях, однако математическое моделирование характера их роста позволяет понять возникнут ли они на длительных временах работы двигателя и насколько критичны их размеры.

По результатам проведенного моделирования планируется проведение экспериментов.

**Исследование конструктивных способов снижения вторичных потерь и обеспечения охлаждения полков в сопловых аппаратах высоко-температурных турбин авиационных ГТД**

Маслаков С.А., Равикович Ю.А., Нестеренко В.Г.

МАИ, г. Москва

При проектировании и доводке сопловых аппаратов (СА) перспективных высокотемпературных ТВД выявилась проблема снижения вторичных потерь энергии газа и обеспечения тепловой защиты не только профильных частей сопловых лопаток, но и их торцевых полков. Особенность характера течения газа на полках СА заключается в том, что, в связи с градиентами давления газа в межлопаточном канале, в пристеночном слое возникают так называемые вторичные токи газа, направленные поперёк основного потока - от вогнутой к выпуклой стороне профиля, т.е. от его корыта к спинке лопатки. В связи с этим охлаждающий воздух, выдуваемый через отверстия, расположенные на поверхности торцевых полков, сносится на спинку профиля, оставляя торцевые поверхности сопловых лопаток, расположенные за отверстиями, без охлаждения. Именно поэтому на полках СА приходится располагать большое количество отверстий, перекрывающих всю их поверхность, что приводит к значительному увеличению расхода охлаждающего воздуха. В данной работе представлены конструкции, обеспечивающие снижение уровня вторичных потерь энергии газа и экономичную комбинированную систему охлаждения полков СА ТВД высокотемпературных ГТД, в которых начальный участок полков на входе в межлопаточный канал имеет щелевую систему охлаждения воздухом, поступающим из полостей, расположенных над и под жаровой трубой камеры сгорания. Этот воздух образует защитную от температуры газа пленку, сохраняемую на всей входной части поверхности полки. Далее, в направлении к горлу межлопаточного канала, там, где эта пленка начинает размываться, на поверхности полки выполнены сферические углубления, «каверны», в которые подводится охлаждающий воздух. В этих «кавернах» возникает циркуляция горячего газа и его смешение с

подводимым охлаждающим воздухом. Тем самым, предотвращается нерациональное движение защитной пленки холодного воздуха в направлении вторичных токов газа в пристеночном слое полков поперёк основного потока. В докладе рассматриваются также результаты натуральных исследований течений газа в межлопаточных каналах сопловых лопаток, которые позволили выявить «слабые места» их конструкций с точки зрения температурной защиты пеленой холодного воздуха и целесообразное местоположение сферических углублений на поверхности полков с подводом в их внутренние объёмы охлаждающего воздуха. В заключительной части доклада представлены результаты численных исследований, с использованием комплекса CFX, эффективности использования сферических углублений с целью улучшения охлаждения и снижения уровня вторичных потерь в СА перспективных ТВД.

### **Системы слежения и оповещения при проведении стендовых испытаний опытных газотурбинных двигателей**

Медяков О.Е., Новиков А.В.

Филиал ЛМЗ НПО «Сатурн», г. Лыткарино

Рассматриваются методы слежения за основными параметрами (ОП) и оповещения о нештатных ситуациях при стендовых испытаниях (СтИ) авиационных двигателей на основе анализа взаимосвязи между ОП и их влияния на характеристики двигателя в процессе доводки.

СтИ опытных двигателей характеризуются большим разнообразием методов и задач при использовании различного оборудования, что может оказывать существенное влияние на характеристики рабочего процесса двигателя и стабильность измеряемых ОП. Помехи, наличие некорректных измерений, сбои в процессе передачи данных от измерительной аппаратуры до автоматизированного рабочего места оператора, это проблемы, с которыми сталкиваются испытатели. Для решения этих задач применяются методы статической отбраковки измерений. Опрос каналов происходит с частотой 100 раз в секунду. В течение 100 мс идет накопление данных каналов, их осреднение с отбраковкой 5% макс. и мин. значений измерений. Слежение за корректностью измерений ОП обеспечивается методом дублирования замеров штатной и стендовой систем измерений, а также проверкой корреляционных связей (КрС) ОП. К ним относятся измерения частот вращений роторов низкого и высокого давлений, температуры газа за турбиной, давления и температуры воздуха на входе в двигатель, расходами воздуха и топлива. Для работы быстродействующей математической модели (БММ) в режиме реального времени система определяет условия и режим протекания рабочего процесса (время

прогрева двигателя, время выдержки на режиме, скорость перемещения рычага управления двигателя, форсажный режим, работа на основной или резервной системе регулирования). Далее определяются допустимые отклонения между измерениями двух систем для каждого ОП. Если измерения данных параметров в допусках, то они принимаются кондиционными и не проверяются в БММ. При превышении хотя бы одного допуска работа БММ приостанавливается, и включается проверка замеров, измеряемых штатной и стендовой системами по КрС между ними. Для обеспечения защиты двигателя предложенная система слежения осуществляет контроль ОП. В зависимости от условий и режима испытаний заложены соответствующие ограничения ОП и допустимые КрС между ними. При нарушении взаимосвязей ОП сменному инженеру идет оповещение и рекомендации к действию. Предусмотрена возможность воздействовать на исполнительные механизмы работы двигателя. Система разработана в среде LabVIEW, интегрирована в комплекс программного обеспечения систем измерений испытательных стендов и обеспечивает защиту от нештатных ситуаций при СтИ опытных авиационных двигателей.

### **Силовое проектирование рабочих колес реактивных турбин**

Авдеев А.В., Метельников А.А.

МАИ, г. Москва

Целью данной статьи является исследование температурного эффекта, возникающего в реактивных турбинах на криогенных компонентах и возможности повышения КПД и работоспособности реактивной турбины.

В работе дается определение силовому проектированию как основному этапу при разработке узла реактивной турбины.

Рассматриваются основные проблемы узла турбины, связанные с воздействием перепада давлений и перепада температур на рабочее колесо. Определяется влияние этого воздействия на КПД турбины.

Представлены решения двух проектных задач: задачи о минимизации изгибных деформаций рабочего колеса и задачи о его прочности.

Полученный в статье комплекс  $K$  рассматривается в качестве критерия согласования линейных и угловых смещений лопаток периферийного сечения (или бандажной полки) рабочего колеса реактивной турбины от перепадов давления и температур.

Значения комплекса  $K$  для линейных и угловых смещений получены аналитически для простой модели рабочего колеса. Для колес более сложной формы с неравномерными полями давлений и температур могут быть применены численные методы (например, МКЭ) с

учетом всех трех факторов, вызывающих деформации колеса: перепады давлений и температур и центробежные силы.

Значения комплекса  $K$  позволяют определить способ корректировки параметров рабочего тела и рабочего колеса, что будет способствовать достижению расчетной величины КПД и высокой надежности ТНА совместно с другими мероприятиями по совершенствованию узла турбины.

Предложены методы оценки прочности рабочего колеса реактивной турбины при условии упругой изгибной деформации, и при условии его предельного состояния.

Предложены методы оценки прочности рабочего колеса реактивной турбины при условии упругой изгибной деформации, а также в предельном состоянии. Работа может найти применение при разработке турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей.

### **Параметры плазмы индуктивного ВЧ реактора диаметром 46см**

Вавилин К.В., Козлов Г.П., Кралькина Е.А., Неклюдова П.А.,  
Никонов А.М., Павлов В.Б., Тараканов В.П.  
МГУ, г. Москва

Целью данной работы является экспериментальное изучение основных параметров плазмы в индуктивном ВЧ источнике плазмы диаметром 46см при работе на гелии и аргоне в диапазоне давлений 0.1 – 100мТор, диапазоне ВЧ мощностей 100 – 500Вт, рабочих частотах 2, 4 и 13.5МГц, величинах внешнего магнитного поля 0 – 5мТл. Экспериментальные данные сопоставлены с результатами математического моделирования, полученными с помощью программы KARAT.

Измерения эквивалентного сопротивления плазмы при отсутствии внешнего магнитного поля показали, что эффективность вложения ВЧ мощности в плазму сначала растет с увеличением давления, проходит через максимум и медленно убывает. Рост рабочей частоты приводит к смещению положения максимума эквивалентного сопротивления в область больших давлений рабочего газа.

Наложение внешнего магнитного поля приводит к увеличению эквивалентного сопротивления плазмы при давлениях менее 10мТор. Рост рабочей частоты сопровождается увеличением эффективности вложения ВЧ мощности.

Измерения энергетического распределения электронов с помощью зондовой методики в аргоне при давлениях, не превышающих 10мТор, показало наличие группы медленных (с энергетическим распределением, близким к максвелловскому) и быстрых электронов. Рост давления аргона приводит к существенному уменьшению доли

быстрых электронов. Спектральная диагностика плазмы подтверждает наличие быстрых электронов в разряде.

Результаты математического моделирования находятся в качественном согласии с результатами экспериментов.

### **Исследование параметров и методики повышения эффективности рабочих лопаток ТВД современных высокотемпературных ТРДДФ**

Нестеренко В.В.

МАИ, г. Москва

При проектировании и доводке современных высокотемпературных ТВД выявилась необходимость снижения вторичных потерь энергии газа в корневых сечениях рабочих лопаток, обоснованная следующими факторами: повышение степени сжатия в компрессоре привело к снижению высоты рабочих лопаток ТВД, поэтому доля вторичных потерь энергии газа в общем уровне суммарных потерь увеличилась; высокий уровень температуры газа перед турбиной потребовал роста расхода охлаждающего воздуха до величин 4...4,5% от расхода газа через газогенератор, поэтому требуемая толщина профиля корневого сечения возрастает до величин, равных 30...35% от хорды профиля, что приводит к увеличению как профильных, так и вторичных потерь в корневых сечениях лопатки. Указанные выше проблемы усугубляются интенсивным втеканьем газа в проточную часть турбины на входе в рабочее колесо через осевой зазор между СА и РК ТВД при выборе низких значений реактивности ступени. Величины этих втеканий составляют 0,7...1 % от расхода воздуха через газогенератор, однако это эквивалентно снижению КПД ТВД на 2,1...3%. Были рассмотрены параметры ТВД ряда современных ТРДДФ и ТРДД – НК-32, РД-33МК, SAM 146, ПД-14, геометрические характеристики решёток корневых сечений их рабочих колёс. Показано, что при значениях степени реактивности ступени в корневых сечениях этих ТВД, не менее величин 0.15...0.2, можно существенно сократить величины втеканий газа в проточную часть турбины, а также увеличить конфузорность корневых сечений РК, определяемую по соотношению горл на входе и выходе из решётки, существенно более величин 1,05...1,1, которые применяются в настоящее время. Как известно, имеющиеся возрастание температуры газа и пера лопатки в корневых сечениях турбин, при увеличении степени реактивности ступени, не критичны, поскольку в этой области рабочего колеса имеет место «завал» поля радиальной температуры газа на входе в турбину. Таким образом, оказывается целесообразным перейти при проектировании современных высокотемпературных ТВД от закона постоянства циркуляции к смешанному закону, в котором в корневой части лопатки необходимо обеспечить повышенную степень



реактивности ступени. Некоторые сложности возникают также при оценке величины давления воздуха в полости между СА и РК на периферии диска ТВД, откуда воздух выходит в корневую часть осевого зазора. Ограниченность объёма этой полости и вращение диска приводят к существенной закрутке этого воздуха, снижению его давления. В докладе представлена методика расчётной оценки этой величины, подтверждённая результатами испытаний газогенератора опытного ТРДД.

**Исследование методов и технических решений, используемых при проектировании семейств редукторных ТРДД (ТРДДФ) с малой, средней и высокой степенью двухконтурности, тягой от 8 до 160 кН**

Нестеренко В.Г., Игумнова А.С., Пак Йонгин, Asadollahi Ghohih A.

МАИ, г. Москва

Civil Aviation Technology college, Tehran

Рассматривается одновальный ТРДДР, который имеет высокую степень двухконтурности, равную 9, с тягой на взлёте примерно 8 кН, вентилятором, приводимым через редуктор и поворотными лопатками, удельный расход топлива на режиме  $H=6$  км,  $M = 0,5$  равен  $0,074$  кг/Н·ч. Он был разработан фирмой Турбомека на основе ТВД «Астазу» ХХ для учебного самолёта «Фуга 90» в 1981 году. Этот двигатель имеет 5 модулей, включая соосный двухступенчатый планетарный редуктор, разделяющий одноступенчатый вентилятор и его трёхступенчатую турбину. Другой двухвальный малошумный ТРДДР ALF101 имеет вентилятор с двумя подпорными ступенями, который приводится через редуктор, и аналогичные величины тяги и степени двухконтурности. Семейство ТРДДР TFE 731-2;3;4;5 с двухступенчатым вентилятором переменного наружного диаметра и турбинами низкого давления, отличающимися их степенью нагруженности, имеют среднюю величину степени двухконтурности  $m=2.3...3.3$  и взлётную тягу  $16.8...18.15$  кН. Цель проекта – разработка «чистых», малошумных ТРДД. Кроме того, в этом семействе имеются модификации ТРДДР с форсажной камерой, TFE 731-1042-5;6;7, тяга которого на форсированном режиме равна  $30,8$  кН, степени двухконтурности  $m=0,7...0,8$  и степень унификации с бесфорсажным ТРДДР равна  $75\%$ . В общем, все эти двигатели не вызывали повышенного интереса специалистов вплоть до появления в самое последнее время информации об успешном создании компанией PW (Пратт Уитни) семейства двухвальных редукторных ТРДД Pure Power, включая двигатели PW 800 с серийной тягой  $63,6...68$  кН ( $m = 6,8$ ) и PW 8000 с тягой  $122,5$  кН ( $m = 11$ ), PW 1000G с тягой  $132,5$  кН, предназначенных для вновь создаваемых региональных ЛА. В серии PW 1000G будут присутствовать как минимум три двигателя разных

размеров и мощности: PW 1215G с диаметром вентилятора 1,4 м и тягой до 76 кН; на МС-21 будет установлен мотор с тягой 140 кН; PW 1521G с диаметром вентилятора 1,9 м и тягой до 104 кН. В отечественной практике известен проект малошумного трёхвального ТРДДР АИ-436 Т12 с диаметром вентилятора 2,7 м и тягой 123,5кН. Окружная скорость на периферии вентилятора равна 220 м/с, лопатка вентилятора сплошная, выполнена из титана. Как известно, в ТРДД ПД-14 лопатка вентилятора полая и стоимость её изготовления существенно увеличивает стоимость жизненного цикла этого ТРДД. В контуре вентилятора редукторных ТРДД его турбина может вращаться со скоростью, существенно превышающей скорость вращения вентилятора. В заключение представлена расчётная оценка величин передаточного отношения редуктора в зависимости от степени двухконтурности проектируемых ТРДДР.

### **Исследование характеристик высокочастотного ионного двигателя при использовании различных материалов газоразрядной камеры**

Вебер А.В., Нигматзянов В.В., Ситников С.А., Хартов С.А.

МАИ, г. Москва

Для современных и перспективных космических аппаратов, предназначенных для операций в окрестности Земли и исследования дальнего космоса необходимы двигатели с высоким удельным импульсом. Такими характеристиками обладают ионные двигатели (ИД) и в частности их разновидность с использованием высокочастотного разряда для ионизации рабочего тела (ВЧ ИД).

При создании летных моделей ВЧ ИД важной задачей является выбор материала ГРК с точки зрения прочностных свойств, но в то же время мало влияющего на проникновение электромагнитного поля в камеру. До настоящего времени систематических исследований разработчиками схемы ВЧ ИД в данном направлении не проводилось. В лаборатории ВЧ ИД МАИ экспериментально исследовалось влияние различных материалов ГРК на работу ионного источника.

В технологических источниках широко используется кварц. Данный материал, по своим прочностным свойствам не подходит для использования на борту КА. Поэтому, помимо кварца был выбран ряд керамик, обладающих сравнимой радиопрозрачностью, но с гораздо большим значением предельно допустимых напряжений на изгиб и кручение ( $Al_2O_3$ ,  $Si_3N_4$ ,  $Al_2O_3$  с добавками).

В настоящем докладе представлены результаты проведенных исследований.

## Теплогазоаэродинамические камеры и сопла перспективной реактивной авиакосмической техники

Абашев В.М.<sup>1</sup>, Прудников А.Г.<sup>2</sup>, Северинова В.В.<sup>2</sup>, Никопоренко А.В.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>МАИ, <sup>2</sup>ЦИАМ, г. Москва

Первое теплогазоаэродинамическое сопло в виде горящего псевдоскачка было предложено впервые Е.С. Щетинковым, использовалось в его четырех концептуальных разработках (ГПВРД, ВКС, сверхзвукового и объемного горения) и реализовано его ближайшими учениками школы «щетинковцев».

В 90-х годах уже были получены и исследованы четыре новых типа двухконтурных теплогазодинамических камер и сопел:

- ТГАД-«горбушка» сопла Виташинского – Лавалья в виде отрывной зоны, дальнего следа большого уступа. При открытом горении твердого топлива это сопло работало как камера массовой тяги РПД, а при горении шашек топливо-горючего – как ТГАД-камера дожигания РПД;

- ТГАД-камера-сопло в виде теплового клина между спутными до- и сверхзвуковыми потоками двух контуров;

- ТГАД-камер-сопло, организуемое перпендикулярным выдувом дозвукового потока горючей смеси первого контура во второй сверхзвуковой контур;

- АГД-сопло, вместо твердотельного сопла Лавалья, организуемое малым выдувом продуктов горения камеры первого контура в сверхзвуковой поток второго контура. Реактивная тяга такого сопла, как и у предыдущих ТГАДКС приложена к днищу камеры первого и второго контура.

В первой пятилетке нового века в ЦИАМе был исследован кормовой РПД с двухконтурным ВЗУ и двухконтурной расширяющейся как сопло, но изобарической камерой вихревого смешения и горения на встречных струях двухконтуров, с последующим разгоном потока по закону обратного псевдоскачка в отсеке постоянного сечения, выполняющего одновременно роль: ТГАД-сопла 4-го рода, камеры дожигания и газодинамического затвора (высокого давления КВС от внешнего атмосферного давления).

В предлагаемой схеме новой ТГАД-камеры-сопла даются аналитические решения уравнений вихревой механики встречных и перпендикулярных ГГ-струй в цилиндрическом канале камеры со сферическим или параболическим днищем и открытым концом (без дросселирующей твердотельной горбушки классического сопла), но с АГД-соплом 4-го рода для бессоплового дросселирования второго воздушного сверхзвукового контура РПД. Определены: условие полного давления на днище ГГ-струй, углы и доля встречного вдува и др.,

обеспечивающие максимальный результирующий удельный импульс тяги на 66% больше классического.

### **Экспериментальное исследование характеристик ступени малоразмерного центробежного компрессора на смесях инертных газов**

Новицкий Б.Б., Арбеков А.Н.  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Создание автономных маломощных многоцелевых энергетических установок, предназначенных для электро-, тепло- и холодоснабжения автономных потребителей является основой развития систем распределенной энергетики, позволяющей минимизировать потери при передаче электричества на расстояния, особенно в труднодоступных районах. Так же в настоящее время актуально создание необслуживаемых космических энергетических установок, способных обеспечивать электроэнергией напланетные базы и космические станции. В качестве решения данных проблем может выступать замкнутая газотурбинная установка. Среди основных критических узлов таких установок одним из важнейших является малорасходный центробежный компрессор, характеристики которого определяют работоспособность и эффективность установки в целом. Именно поэтому ставится цель экспериментального определения характеристик малорасходного центробежного компрессора блока турбогенератора-компрессора 1-го опытного образца замкнутой газотурбинной энергоустановки электрической мощностью от 1 до 3 кВт, работающей на органическом топливе.

Первым этапом являлось модернизация стенда по исследованию характеристик центробежных компрессоров на смесях инертных газов, в том числе замена датчиков давления и установка системы видеорегистрации. Экспериментальная установка представляет собой центробежный компрессор с электроприводом. В качестве нагрузки используется дроссельная заслонка, установленная за улиткой компрессора. После дроссельной заслонки рабочее тело поступает в теплообменники (газ-вода), где охлаждается до начальной температуры и поступает в расходомер, откуда идёт на всас компрессора.

Вторым этапом работы являлась проверка систем измерения и тестовые запуски компрессора на воздухе, показавшие работоспособность системы. В ходе тестовых запусков измерялись температуры, давления до и за компрессором, расход газа через рабочий тракт и частота оборотов привода. Всё это позволяет получить характеристики компрессора.

В дальнейшем планируется провести запуски компрессора с гелиексеноновой смесью и аргоном, в качестве рабочего тела с целью получения характеристик компрессора.

### **Исследование процессов воспламенения и горения жидкого ракетного топлива на основе парафинов**

Орловская С.Г., Шкоропадо М.С., Каримова Ф.Ф., Шкоропадо А.С.  
ОНУ им. И.И. Мечникова, г. Одесса, Украина

В последнее десятилетие активно разрабатываются новые экологически чистые топлива для гибридных ракетных двигателей. Основным компонентом такого топлива является парафин, обеспечивающий высокую скорость регрессии и, соответственно, достаточный удельный импульс [1]. Для моделирования процессов в камере сгорания необходимы характеристики горения как одиночных капель парафинового топлива [2], так и их совокупностей.

Представлены результаты исследования горения системы двух капель октадекана ( $C_{18}H_{38}$ ) в воздухе при нормальных условиях (начальный диаметр  $d=2.18$  мм). Был разработан экспериментальный стенд с помощью которого, в режиме реального времени, можно получать видео файлы горящих капель парафинового топлива, а затем, после обработки, изменение их диаметра. Данный стенд позволяет размещать капли как в вертикальном, так и в горизонтальном положении друг относительно друга и изменять расстояние ( $L$ ) между центрами капель. Поджигание одной из капель происходит при помощи искрового разряда.

При расположении капель по горизонтали определено, что горение одной капли приводит к плавлению и испарению второй капли при небольшом расстоянии между центрами капель  $d < L < 1.5d$ . При этом наблюдались отдельные случаи воспламенения второй капли. Если  $1.5d < L < 2d$ , под действием потока тепла происходит только плавление второй капли. Установлено, что при  $L > 2d$  горящая капля практически не влияет на соседнюю каплю.

В случае расположения капель по вертикали установлено, что горение нижней капли приводит к воспламенению верхней при расстояниях между центрами  $L < 12d$ . При больших значениях  $L$  воспламенение верхней капли не происходит. Обработка видеофайлов позволила определить изменение квадрата диаметра верхней капли от времени. Установлено, что зависимость  $d^2(t)$  является линейной. По углу наклона прямой была найдена константа скорости горения ( $K_{\text{гор}}$ ) верхней капли. Установлено, что в зависимости от расстояния между каплями, значение  $K_{\text{гор}}$  лежит в интервале  $1 \div 2$  мм<sup>2</sup>/с.

[1] Santos L.M.C., Almeida L.A.R., Fraga A.M., Veras C.A.G. Experimental investigation of a paraffin based hybrid rocket// Thermal Engineering, V.5, №1.- 2006. – P. 8-12.

[2] Орловская С.Г., Шкоропода М.С., Каримова Ф.Ф., Гошкович Т. М. Исследование кинетики горения капель парафинового топлива для гибридных двигателей// III международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее». 20-22 апреля. Днепропетровск, Украина, 2011.–С. 61 - 62.

### **Тепломассообмен и гидродинамика потока в компланарной матрице**

Отряхина К.В., Карелин Д.В., Диденко Р.А.  
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

С развитием газотурбинных двигателей повышается степень сжатия и температура в цикле, что увеличивает затраты на организацию ресурсного охлаждения газовых турбин и, как следствие, сокращает выигрыш в экономичности и удельной мощности, ради которых осуществляется форсирование цикла. Эффективный путь сокращения этого ущерба - интенсификация охлаждения лопаток турбины конвективным способом, который, как показывают исследования, обладает значительными резервами. Компланарные матрицы (КМ) нашли широкое применение в системах охлаждения лопаток газовых турбин.

Целью данной работы являлся анализ структуры потока с определением осевой и тангенциальной компонент скорости, оценка параметра крутки на «основном» участке канала КМ, оценка распределения расхода, исследование теплообмена в КМ. Так же оценивалась структура течения, скорость потока в каналах и проводился анализ распределения коэффициента гидравлического сопротивления и потерь полного давления.

В качестве объекта исследования выбраны два конструктивных исполнения плоской «вихревой» матрицы: вариант-1 – компланарные каналы двух базовых оболочек пересекаются по всей поверхности матрицы («окна» открыты), вариант-2 – компланарные каналы двух базовых оболочек пересекаются только у боковых границ через треугольные «окна» («окна» закрыты). Исследовались следующие характерные участки компланарной матрицы: «начальный» - канал, начинающийся от входной до боковой границы, «основной» - канал, начинающийся после боковой границы КМ. Для проведения исследований была построена геометрическая модель КМ, заданы граничные условия, проведены расчеты и их анализ.

В результате работы было отмечено, что в вариантах 1 и 2 расход газа распределяется по-разному: при закрытых «окнах» - равномерно, при открытых «окнах» - не равномерно из-за перетекания газа из каналов одной базовой оболочки в другую. Установлено, что коэффициент гидравлического сопротивления в варианте с закрытыми «окнами» растет плавно, при этом наблюдается скачок (увеличение в ~7 раз) при переходе через треугольное «окно», в варианте с открытыми «окнами» рост коэффициента гидравлического сопротивления плавный, что связано с перетеканием газа через «окна». В каналах КМ поток закручен, при этом в каналах с открытыми «окнами» параметр крутки больше, чем при закрытых «окнах», это обусловлено подмешиванием или отбором газа из окон. Так же было установлено, что теплообмен в КМ с открытыми «окнами» превышает аналогичный в КМ с закрытыми «окнами».

### **Особенности разработки эффективных индуктивных источников плазмы**

Вавилин К.В., Кралькина Е.В., Павлов В.Б.  
МГУ, г. Москва

Разработка эффективного ВЧ источника плазмы требует решения трех взаимосвязанных задач:

- нахождение условий, при которых плазма хорошо поглощает ВЧ мощность и обеспечивается эффективный ввод мощности, отдаваемой ВЧ генератором в плазму;

- получение максимально возможной плотности плазмы в источнике при заданном уровне мощности, поглощенной плазмой, и расходе рабочего газа;

- обеспечение надежности и воспроизводимости работы устройства.

При разработке источников плазмы, рабочий процесс которых основан на разряде постоянного тока, основными средствами, оптимизирующими работу плазменных устройств, являются геометрические размеры электродов и источников плазмы, величины и конфигурации магнитных полей, позволяющих увеличить время жизни заряженных частиц в разряде, а также сформировать желаемое пространственное распределение плотности плазмы. Ситуация с ВЧ источниками плазмы существенно сложнее. Здесь дополнительно необходимо обеспечить выполнение условий, при которых плазма хорошо поглощает ВЧ мощность, передаваемую генератором во внешнюю цепь. В настоящей работе с помощью математического моделирования проанализированы возможные решения каждой из перечисленных выше задач. Анализ условий, при которых плазма хорошо поглощает ВЧ мощность, выполнен с помощью понятия

эквивалентного сопротивления, являющегося мерой способности плазмы поглощать ВЧ мощность.

**Технология плазменного нанесения теплозащитных покрытий.  
Влияние технологических режимов и материалов на служебные  
характеристики покрытия**

Портных А.И., Паничев Е.В.

«ВМЗ» - филиал ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, г. Воронеж

Одним из путей повышения служебных характеристик теплозащитных покрытий (ТЗП) для изделий ракетно-космической техники является использование двухслойных покрытий на основе композиционных смесей. Однако практическая реализация такого подхода требует проведения комплекса исследований по влиянию состава, соотношения толщин подслоя и основного слоя, режимов нанесения слоев на основные характеристики ТЗП.

С целью оценки возможности применения композиционных смесей для ТЗП был выполнен ряд экспериментов по нанесению их на образцы-иммитаторы камер сгорания ЖРД. Эксперименты были направлены на определение потенциального влияния химического состава используемых смесей и режимов плазменного нанесения композиционных составов порошков на адгезионную прочность.

Порошковые материалы наносились на имитатор КС 8Д411К-01-01-08 входящей во 2 ступень РН «Протон-М» способом атмосферного плазменного напыления, с установкой необходимых образцов для проведения комплекса исследований получаемого покрытия на адгезионную прочность, получаемую толщину и термостойкость покрытия. Для нанесения двухслойного теплозащитного покрытия использовались следующие порошковые материалы:

Два вида порошков для нанесения подслоя:

- порошок марки ПХ20Н80 56 – 26 выпускаемый по ГОСТ 13084 – 88;
- порошок ПТ-Ю10Н выпускаемый по ТУ 14-22-76-95.

Два вида композиционных смесей для нанесения основного слоя:

- смесь, состоящая из 80% порошка диоксида циркония стабилизированного 8% оксида иттрия, и 20% порошка ПХ20Н80 (состав №1);
- смесь, состоящая из 80% порошка диоксида циркония, стабилизированного 12% оксида иттрия, и 20% порошка ПТ-Ю10Н (состав №2).

В ходе экспериментальной работы опробованы различные режимы нанесения подслоя и основного покрытия, сочетания материалов подслоя и основного покрытия, проведены требуемые ОС испытания и исследования получаемого покрытия, в результате чего выбраны



оптимальные сочетания порошковых материалов и режимы напыления для получения ТЗП соответствующего требованиям ОС. Полученные в ходе проведенной работы результаты превышают более чем на 15% значения адгезионной прочности, получаемые для стандартного покрытия КС ТЗП «Кермет».

### **Особенности технологии изготовления деталей ионных двигателей**

Балашов В.В.<sup>1</sup>, Вебер А.В.<sup>1</sup>, Могулкин А.И.<sup>1</sup>, Панков А.С.<sup>1</sup>, Попов Г.А.<sup>1</sup>,  
Ситников С.А.<sup>1</sup>, Куфтырев Р.Ю.<sup>2</sup>, Антипов Е.А.<sup>3</sup>

<sup>1</sup>МАИ, <sup>2</sup>Завод технической керамики, г. Москва; <sup>3</sup>ЦНИИСМ, г. Хотьково

Критичными, с точки зрения технологии изготовления, деталями ионных двигателей повышенной мощности являются корпус газоразрядной камеры (ГРК) и электроды ионно-оптической системы (ИОС). В докладе представлены результаты отработки технологии изготовления этих деталей.

Эффективность передачи высокочастотного электромагнитного поля (ВЧ ЭМП) в ГРК зависит от толщины стенки её корпуса и диэлектрических свойств материала стенки. Кроме того, материал стенки должен быть устойчивым к вибрационным и ударным нагрузкам, а также быть газонепроницаемым и не сублимировать. В качестве материалов корпуса ГРК были выбраны алюмооксидная керамика (корунд) и нитрид кремния, которые по прочностным свойствам удовлетворяют предъявляемым требованиям. Для проверки эффективности ввода ВЧ ЭМП из этих материалов были изготовлены камеры для модельного двигателя с диаметром ИОС 100 мм.

Для изготовления корпуса ГРК из корунда была применена технология горячего литья термопластичного шликера под давлением. При отработке этой технологии были преодолены трудности, связанные с тем, что усадка химически чистого мелкодисперсного оксида алюминия при спекании составляет до 20%, и при изготовлении трехмерных тонкостенных изделий на стадии удаления связующего происходит растрескивание материала.

Корпуса ГРК из нитрида кремния и композита из нитрида кремния были изготовлены по технологии, разработанной на кафедре 901 МАИ. Эта технология объединила формование изделий методом горячего литья композиционной пасты, содержащей кремниевый порошок, корундовый наполнитель и связующее, с последующим реакционным спеканием изделий в среде азота.

Оптимальным материалом для электродов ИОС можно считать углерод-углеродный композиционный материал (УУКМ) благодаря тому, что его коэффициент термического расширения близок к нулевым значениям, и он обладает высокой стойкостью к эрозии. Для опытных

образцов электродов разработана технология их изготовления из слоистого углетекстолита с ламинирующими поверхностными слоями из углеродного материала войлочного типа, которые на последней стадии процесса подвергаются пироуплотнению.

Сложной технологической задачей при изготовлении электродов ИОС является получение системы отверстий заданной формы и расположения. Эта задача как для плоских так и для куполообразных электродов из УУКМ толщиной 2 мм решена путем вырезания отверстий лазером.

### **Аналитическое теоретическое исследование интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в прямых круглых трубах с применением ленточных закручивателей потока при симметричном обогреве**

Лобанов И.Е., Парамонов Н.В.  
МАИ, г. Москва

Симметричное тепловое нагружение в трубах с перманентной закруткой потока используется гораздо чаще, чем одностороннее, что обуславливает актуальность задачи исследования. Исследованию подвергаются симметрично обогреваемые прямые круглые трубы со вставленной скрученной лентой, где осуществляется турбулентное движение теплоносителя и перманентная закрутка потока. Были получены аналитические решения для интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении теплоносителей в этих каналах, более общие, чем существующие. Разработанная теория позволяет точнее прогнозировать уровень интенсификации теплообмена при симметричном обогреве труб с перманентной закруткой потока, чем существующая, её необходимо применять при доводке существующих и разработке перспективных теплообменных аппаратов и устройств. Полученные расчётные данные по интенсифицированному теплообмену и гидросопротивлению при симметричном обогреве хорошо соответствуют экспериментальным данным, имея меньшую погрешность, чем существующие решения, они учитывают большее число определяющих параметров в более широком диапазоне их изменения, оказывающих существенное влияние на процесс интенсифицированного теплообмена. Сгенерированная теория практически не уступает имеющимся моделям, имея перед ними определённые преимущества в области пониженных чисел Рейнольдса и повышенных температурных градиентов, обладая меньшей сложностью окончательных выражений. В то же время, в процессе решения пришлось использовать эмпирические константы, обуславливающие её недочёты в области больших чисел Прандтля. Полученные решения для

симметрично обогреваемых труб с перманентной закруткой потока качественно описывают существующий эксперимент в расширенном по сравнению с другими теориями диапазоне определяющих параметров. В тех областях, где нет экспериментальных данных для симметрично обогреваемых труб со скрученной лентой при турбулентном течении, теория позволяет осуществить прогноз резерва интенсификации теплообмена данным методом. Резюмируя, скажем что в полученные по данной теории расчётные данные, практически не уступая существующим теориям, достаточно хорошо коррелируют с экспериментом как по осреднённому теплообмену, так и по гидросопротивлению в прямых круглых трубах со скрученной лентой при турбулентном течении теплоносителя при симметричных граничных условиях теплообмена в расширенном диапазоне геометрии скрученной ленты и режима течения теплоносителя, существенно более широком, чем диапазон эксперимента.

### **Изучение геликонного двигателя с двойным слоем**

Павлов В.Б., Петров А.К.

МГУ, г. Москва

Целью данной работы является изучение основных свойств геликонного разряда (W-мода индуктивного ВЧ разряда низкого давления) с целью выявления оптимальных параметров горения разряда с точки зрения прикладного использования в качестве космического двигателя для условий глубокого вакуума. В данном двигателе разряд возбуждается спиральным индуктором, расположенным на боковой поверхности газоразрядной камеры (ГРК), а тяга создается за счет ионов, ускоренных в так называемом потенциале двойного слоя, образующемся на выходе ГРК в расходящемся магнитном поле в области перепада давлений. В ходе работы была определена величина внешнего магнитного поля, соответствующая оптимальному вложению мощности в разряд, измерены спектральные характеристики разряда, а также получены зависимости функции распределения ионов по энергиям на выходе двигателя в зависимости от расхода газа, величины внешнего магнитного поля и мощности генератора.

## **Система хранения и получения водорода для комбинированной энергоустановки на базе кислород-водородного электрохимического генератора**

Огорокова Н.С., Пушкин К.В., Севрук С.Д., Устюжанинова Г.Н.,  
Фармаковская А.А.  
МАИ, г. Москва

В настоящее время актуальной проблемой является создание новых автономных высокоэффективных источников энергоснабжения, как для космического так и для наземного использования. Одной из лучших автономных энергоустановок (ЭУ) на базе химических источников тока (ХИТ) являются кислород-водородные ( $O_2/H_2$ ) электрохимические генераторы (ЭХГ), имеющие самые высокие энергетические характеристики среди всех известных на сегодняшний день ХИТ.

Использование водорода в качестве энергоносителя в этих ЭУ сопряжено с рядом проблем, в частности с проблемами безопасного хранения и транспортирования. Из основных известных способов хранения водорода: газобаллонного, криогенного и “связанного” - первые два имеют высокую пожаро- и взрывоопасность. “Связанное” хранение в виде соединений, например в воде, является самым безопасным, так как чистый водород в системе появляется только по мере необходимости, и сразу же потребляется в  $O_2/H_2$  топливных элементах (ГЭ).

По эффективности генерирования водорода на единицу массы рабочих тел, при восстановлении водорода из воды, одной из самых эффективных является система “алюминий-вода”, которая уступает лишь системам “гидрид лития-вода” и “литий-вода”. Преимущество алюминия, по сравнению с другими системами и металлами состоит в том, что это дешёвый, легкодоступный материал, экологически чистый, нетоксичный реагент, среди металлов самый распространённый в природе.

Нами найдено эффективное решение проблемы создания управляемого генератора водорода. Для этого используется гидронный ХИТ с алюминиевым анодом, который, работая в составе комбинированной ЭУ совместно с  $O_2/H_2$  ЭХГ, выполняет функцию электрохимически регулируемого источника водорода и, одновременно, дополнительного источника электроэнергии.

В результате экспериментально-теоретического изучения рабочих процессов в гидронном ХИТ получены основные количественные параметры генератора водорода, разработаны методики его проектного расчёта и разработана его конструкция.

Показано, что применение комбинированной системы “гидронный ХИТ -  $O_2/H_2$  ЭХГ” является эффективным и безопасным решением

проблемы хранения водорода для автономных ЭУ с водородным горючим.

### **Тестирование и адаптация новых подходов к моделированию течения в нестационарной постановке для задач аэродинамики**

Пятунин К.Р., Лугинина Н.С., Диденко Р.А.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Нестационарное численное моделирование течения газа в турбомашинах требует наличия значительных вычислительных ресурсов и представляется проблематичным, особенно в условиях промышленных предприятий, где сроки выполнения задач жестко регламентированы. В данном случае приходится прибегать к различного рода допущениям в постановке задачи. Допущения в основном относятся к изменению геометрических характеристик исследуемого объекта (изменение числа лопаток, геометрическое или газодинамическое масштабирование, переход к двумерной постановке). Подобные упрощения приводят к погрешностям на этапе проектирования, т.к. не позволяют корректно смоделировать нестационарное взаимодействие венцов с разным числом лопаток.

В данной работе представлены результаты нестационарного численного моделирования пространственного течения сжимаемого газа в  $1\frac{1}{2}$  модельной ступени турбины Aachen (статор-ротор-статор) с использованием методов Transient Blade Row Transformation (Time Transformation, Fourier Transformation) реализованных в нестационарном решателе ПК ANSYS CFX v.14. Выбор тестовой геометрии обусловлен наличием экспериментальных данных, а также некратным числом лопаток ротора и статоров, что исключает возможность моделирования секторов с равным угловым шагом без изменения геометрических параметров венцов.

Применение данных подходов в процессе проектирования турбомашин позволяет при физическом моделировании одного межлопаточного канала получать решение для полной расчетной области в  $360^\circ$ , что позволяет значительно уменьшить затраты вычислительных ресурсов, а также требует на порядок меньше вычислительного времени. Методы TBR Transformation могут быть интегрированы в решение связанных задач, таких как прогнозирование уровня вибронпряжений, а также определение акустических характеристик двигателя, которые в полной мере не могут быть решены без учета нестационарных эффектов.

Полученные результаты согласуются с экспериментальными данными и эталонным решением, полученным при нестационарном

моделировании полной расчетной области в  $360^\circ$ . Сравнение проводилось как по интегральным величинам, так и по кинематическим параметрам за каждым венцом турбины.

Результатом выполненной работы является отработанная технология получения нестационарного решения в трехмерной постановке, верификация используемых подходов, а также рекомендации по применению того или иного метода моделирования ротор-статор взаимодействия для конкретных типов задач.

### **Сопоставление и анализ состава и конструктивных особенностей модулей современных отечественных и иностранных ТРДДф**

Родителей В.И., Нестеренко В.Г.  
МАИ, г. Москва

Создание концепции по разработке системы проектирования критичных узлов ВРД новых поколений включают в себя задачи по обеспечению высокого уровня их технического обслуживания (ТО) на всех этапах жизненного цикла СУ, снижению аварийности, удельной суммарной трудоемкости технического обслуживания, удельной стоимости жизненного цикла (СЖЦ) изделий авиационной техники (АТ), повышению налета на отказ и повреждений летательного аппарата. Эти задачи имеют не менее важное значение, чем совершенствование основных технических параметров проектируемого ВРД, таких как удельный расход топлива, масса и т.д., и должны решаться на всех этапах проектирования. Как известно, применение модульных конструкций сокращает сроки создания и модификации двигателей, повышает их эксплуатационную и ремонтную технологичность (ЭТ и РТ), эффективность ТО и ремонта, поскольку обеспечивает возможность более полного использования располагаемой долговечности узлов и деталей двигателей, сокращает их оборотный фонд и затраты на хранение и транспортирование. Таким образом, техническое совершенство конструкций современных ВРД должно оцениваться в том числе и на основе критерия «СЖЦ», учитывающего необходимость повышения надёжности и ресурса узлов его горячей части, оптимизации состава модулей, совершенствования всех узлов и повышения ЭТ и РТ двигателя. Современные двигатели, в зависимости от их конструктивной сложности и назначения, состоят примерно из 5—30 модулей, их число определяется особенностями конструктивной схемы и допустимым уровнем – в часах и циклах - эксплуатации отдельных узлов двигателя. Опыт проектирования и доводки авиационных ВРД показывает, что горячая часть двигателя имеет ресурс, в часах и циклах, примерно в два раза меньше, чем его холодная часть. Поэтому очевидно, что наибольшее внимание при

проектировании должно быть уделено возможности их разделения на модули, замены в эксплуатации и при ремонте, например, модулей камеры сгорания, соплового аппарата и ротора ТВД и т.д. В докладе представлены конструктивные особенности модулей ряда современных ТРДДФ: РД-33 МКМ, М88-2Е4, EJ200 Mk 101, F119-PW-100, у которых максимальная температура газа перед турбиной находится в диапазоне величин 1800...1900К и которые характеризуются улучшенной эксплуатационной технологичностью и ремонтпригодностью. Так, например, в двигателе F119-PW-100 применены гибкие трубопроводы, заменяемые на самолёте, узлы обвязки устанавливаются в один слой, каждый из 29 блоков на самолёте может быть снят за 20 мин. и т.д. В заключение приведены рекомендации по совершенствованию конструкций модульных ВРД и инструментов для ТО.

**Расчетно-теоретическая и экспериментальная оценка работоспособности комбинированных пористо-сетчатых материалов в качестве капиллярных заборных устройств топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок**

Сапожников В.Б., Корольков А.В.

НТВЦ «ЭДУКОН», Московская область, г. Юбилейный

Одной из проблем, появившихся одновременно с началом практического освоения космического пространства в конце 50-х годов прошлого столетия, стала проблема обеспечения многократного запуска ЖРД космических летательных аппаратов (КЛА) в условиях, близких к невесомости.

К настоящему времени разработаны многочисленные технические устройства и способы для решения этой проблемы, начиная от применения разделительных диафрагм в топливных баках (ТБ) и заканчивая использованием акустических либо электромагнитных полей для управления положением поверхности раздела «жидкость-газ» при невесомости.

Однако наибольшее распространение при объемах ТБ, превышающих сотни литров, получили так называемые капиллярные заборные устройства (КЗУ). Принцип работы этих устройств заключается в том, что для предотвращения прорыва газа наддува в расходные магистрали ТБ при запуске ЖРД в невесомости используются силы поверхностного натяжения (капиллярные силы).

В докладе приводятся результаты экспериментальных и теоретических исследований работоспособности КЗУ на основе материалов нового типа – комбинированных пористо-сетчатых материалов (КПСМ) в ТБ двигательных установок с целью обеспечения многократного запуска ЖРД космических аппаратов, верхних ступеней

ракет-носителей и разгонных блоков в условиях практической невесомости.

Показано, что работа КПСМ сопровождается явлениями, отсутствующими при использовании ранее применявшихся для этой цели сетчатых материалов. В результате эффективность КЗУ на основе КПСМ существенно возрастает, что, в конечном итоге, позволяет свести до минимума невырабатываемые остатки топлива в баках и, тем самым, повысить энергомассовую эффективность летательных аппаратов в целом.

Указанный тип КЗУ особенно предпочтителен для обеспечения многократного запуска ЖРД КЛА длительного функционирования в условиях практической невесомости и знакопеременных возмущающих ускорений.

### **Метод проведения теплового расчёта космического капельного холодильника – излучателя**

Сафронов А.А.

Центр Келдыша, г. Москва

Исследуется вопрос о максимальной тепловой мощности, отводимой с помощью космического капельного холодильника-излучателя (КХИ), обладающего заданной конфигурацией, габаритами, работающего при заданном перепаде температуры рабочего тела.

КХИ состоит из системы капельных пелён. Каждая пелена - система капельных струек, оси которых находятся в нескольких взаимопараллельных плоскостях. Струйки получают методом вынужденного капиллярного распада, определяющего расстояние между каплями в одной струйке. Расстояние между соседними струйками в одной плоскости, а также между капельными плоскостями пелены определяется расположением фильер в генераторе капельного потока.

Для достижения максимума тепловой мощности используется профилирование структуры капельной пелены. Исследуются возможности повышения эффективности структуры, в том числе за счёт двухкаскадного пропускания рабочего тела через КХИ. Изучается вопрос взаимного влияния друг на друга элементов конфигурации КХИ.

Задача решается в два этапа. Первый этап – поиск наилучшей структуры капельной пелены. Расчёт, производящийся с учётом внешних параметров (наименьший размер капель, используемых для построения структуры, теплофизические параметры рабочего тела, заданный перепад температуры на КХИ), по сути является детальным тепловым расчётом с использованием понятия функции распределения коэффициента переоблучения. Приведены примеры рассчитанных



структур. Проведено исследование зависимости эффективности наилучшей структуры от внешних параметров. Созданы и зарегистрированы программы, позволяющие рассчитывать функции распределения коэффициента переоблучения, структуру капельной пелены.

Второй этап – расчёт взаимного влияния друг на друга различных элементов конфигурации КХИ – производится с помощью полученной на первом этапе информации о структуре капельной пелены. Основа расчёта – вычисление коэффициента переоблучения капельных пелён, принадлежащих различным элементам конфигурации. Производится оценка влияния отражений излучения на элементах конфигурации КХИ, структуры пелены.

На основе проведенного расчёта делается вывод о возможной максимальной тепловой мощности КХИ. Исследуются способы повышения эффективности структуры пелены, и, как следствие, тепловой мощности КХИ путём многокаскадного пропускания рабочего тела. Изучаются возможности применения конфигураций, отличных от традиционной («креста»). Сравниваются различные методы повышения тепловой мощности КХИ. Производится оценка влияния на расчёт неучтенных факторов: неоднородности теплового излучения, немонотонности индикатрисы излучения капельной пелены.

### **Нелинейная модель уплотнений типа щелевое и плавающее кольцо в задачах динамики роторных систем**

Сипатов А.Н.<sup>1</sup>, Леонтьев М.К.<sup>1</sup>, Дегтярев С.А.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>Альфа-Транзит, г. Химки

Развитие и совершенствование турбомашин в последнее время характеризуется все более увеличивающимися скоростями вращения роторов. Для быстровращающихся роторов вопросы динамического расчета приобретают довольно существенное значение; в большей степени это относится к роторам насосов, колебания которых обладают рядом специфических особенностей, главным образом с эффектами, создаваемыми перекачиваемой жидкостью. Важным рабочим фактором насоса являются объемные потери, для уменьшения которых применяются всевозможные уплотнения. Целью данной работы являлось создание нелинейного элемента для программного комплекса DynamicsR4, посредством которого можно моделировать роторные системы, имеющие неподвижные или подвижные щелевые уплотнения. В ходе работы были разработаны две математические модели, описывающие поведение роторных систем в условиях наличия уплотнений.

Первым этапом работы было создание модели щелевого уплотнения. Данная модель учитывает только радиально-центрирующую силу, вызванную эффектом Ломакина.

Вторым этапом работы являлось разработка модели плавающего кольца. В модели осуществлен учет радиально-центрирующей силы, силы возникающей из-за трения о среду, силы вызванной эффектом «масленного клина» и силы пропорциональной скорости вращения ротора. Так же в модели учитывается первоначальная осевая сила поджатия кольца, которая создается для предотвращения касания кольца о вал в начальный период его работы. В процессе работы выявлены влияния щелевых уплотнений на характеристики роторной системы, такие как ужесточение системы за счет внедрения уплотнений.

В результате выполнения данной работы получена верифицированная модель неподвижных и подвижных уплотнения щелевого типа. Представлены результаты моделирования точечного ротора и двух опорного ротора с установленными уплотнениями.

### **Тепловая модель ионного двигателя ВЧИД-45М**

Абгарян В.К., Михеев С.Ю., Соболев В.Р.

МАИ, г. Москва

В лаборатории высокочастотных ионных двигателей (ВЧ ИД) Московского авиационного института разрабатывается ионный двигатель повышенной мощности ВЧИД-45М. Принцип работы двигателя основан на ВЧ – нагреве плазмы рабочего газа. Одним из наиболее важных узлов ионного двигателя является ионно-оптическая система (ИОС), в которой происходит ускорение образовавшихся ионов рабочего газа в электрическом поле. ИОС представляет собой пакет 2 (или 3) густо перфорированных электродов с разностью потенциалов в несколько киловольт и минимально возможным (с точки зрения пробоя) промежутком между ними в несколько миллиметров.

При работе ионного двигателя неизбежно происходят потери энергии на нагрев его узлов. Поэтому при выборе материалов, из которых изготавливаются узлы разрабатываемого двигателя, необходимо проведение теплового расчета, для определения условий работы того или иного узла. Так, неконтролируемая термическая деформация электродов ИОС приводит к ухудшению рабочих характеристик ВЧИД, в первую очередь, величины ионного тока, его расходимости, КПД, удельного импульса и т.д.

В данной работе представлены рассчитанные температурные поля поверхностей узлов конструкции ВЧИД-45М. Тепловой расчет был выполнен с использованием широко используемого сейчас метода

разбиения объекта на большое число элементов. Для расчета использовался пакет прикладных программ ANSYS-13.0.

Прямой тепловой расчет по разработанной конструкции ВЧИД-45М требует чрезмерных затрат по времени ввиду огромного числа элементов, на которые автоматически разбивается конструкция. Это связано с перфорацией электродов ИОС и внешнего кожуха двигателя большим числом отверстий  $\sim 10^4$ , что принципиально для конструкции любого ВЧИД такого типоразмера. Для значительного сокращения времени счета и доведения расчетной модели до более удобной в работе была разработана упрощенная тепловая модель ВЧИД. В модели все перфорированные поверхности заменены на сплошные. Для сохранения величин тепловых потоков на поверхности электродов ИОС и внешнего кожуха введены эффективные степени черноты поверхностей и эффективные коэффициенты теплопроводности, зависящие от степени перфорации поверхностей. Таким способом сохранялся тепловой баланс элементов перфорированных поверхностей.

Погрешность моделирования при применении упрощенной модели для расчета температурных полей не превысила 5%. Приведены рассчитанные температурные поля на поверхностях основных узлов конструкции двигателя ВЧИД-45М на рабочем режиме.

### **Аппаратно-программный комплекс систем управления, измерения и аварийной защиты, предназначенный для проведения огневых стендовых испытаний ЖРД**

Кирилюк Л.М., Стадничук А.В., Шостак А.А.

КБХА, г. Воронеж

Приведено описание схемы взаимодействия стендовых вычислительных систем, включая АСУТП, информационно-измерительную систему (ИИС), сегмент системы аварийной защиты и управления (САЗУ) и результаты отладки всего программно-технического комплекса.

На примере АСУТП испытательного стенда ОАО КБХА рассмотрены вопросы разработки и создания распределенной резервированной системы управления на основе высоконадежных аппаратных средств промышленной автоматизации. Также рассмотрены различные методы резервирования. АСУТП испытательного стенда функционально разделена на систему управления (СУ) и систему регулирования (СР). СУ выполняет задачи дискретного управления агрегатами стенда и изделий (ЭПК, пиропатронами и др.). СР выполняет задачи регулирования автономных систем (АС-СОБ-РКС и система поддержания давлений). Архитектуру АСУТП можно условно разделить на несколько уровней автоматизации: уровень операторского

интерфейса, верхний уровень автоматизации, нижний уровень автоматизации. При этом АСУТП работает совместно с ИИС и САЗУ.

Также описаны основные этапы модернизации существующей ИИС в связи с появившимися новыми задачами. Для решения задачи создания эффективной САЗУ необходимо было обеспечить ее программное ядро информацией в реальном времени с тактовой частотой 10 мс. В связи с этим были адаптированы архитектуры ИИС и САЗУ. Контроллеры ИИС были доработаны в плане добавления возможности трансляции данных по протоколу UDP. Также в архитектуру ИИС была добавлена программа сбора и моделирования телеметрической информации (ПСМ ТМИ), обеспечивающая преобразование кодов, поступающих от измерительных контроллеров, в физические значения с последующей передачей в Диспетчер САЗУ и СУ.

Сотрудниками испытательного комплекса ОАО КБХА были реализованы основные узлы комплекса: АСУТП, Диспетчер САЗУ, ПСМ ТМИ. Также были проведены работы по модернизации программного обеспечения измерительного контроллера совместно с поставщиком.

В результате была проведена комплексная отладка взаимодействия всех систем. Испытания двигателей на огневых стендах подтвердили работоспособность комплекса и его функциональную пригодность.

### **Радиофизические характеристики плазменных образований, генерируемых струями двигателей космических аппаратов**

Габдуллин Ф.Ф., Корсун А.Г., Куршаков М.Ю., Твердохлебова Е.М.

ЦНИИмаш, г. Королёв

Хахинов А.И.

ИСЗФ СО РАН, г. Иркутск

При работе ЖРД вблизи КА возникают крупномасштабные плазменные неоднородности (ПН). Ионизованная часть струи ЖРД под воздействием геомагнитного поля (ГМП) **В**, ограничивающего расширение плазмы поперёк **В**, приобретает специфические формы лепестков или спиц с большой концентрацией. Набегающий на струю ЖРД поток ионосферной плазмы тормозится в плотном газовом потоке, который ионизируется излучением Солнца. В результате образуется ПН с повышенной концентрацией, на порядок превышающей ионосферную. В облаке продуктов сгорания ЖРД весьма интенсивно идёт рекомбинация ионизованных компонентов ионосферы. Возникает ПН с пониженной концентрацией плазмы – «ионосферная дыра». После выключения ЖРД второй тип ПН перестраивается в соответствии с потоком испаряющихся с поверхности КА продуктов конденсации из

струи ЖРД (в основном это вода). «Ионосферная дыра» увеличивается и опускается вниз.

Эта комплексная ПН существенно влияет на электрофизические характеристики околообъектового пространства:

- искажает радиолокационные характеристики КА;
- искажает диаграммы направленности бортовых радиоизлучателей вплоть до прерывания связи;
- искажает принимаемые радиосигналы;
- усиливает электроразрядные процессы в плазменном окружении КА, генерируемые бортовыми высоковольтными системами (как на МКС).

Для исследования вышеперечисленных эффектов на КА «Прогресс» был проведён космический эксперимент по программе «Плазма-Прогресс». В эксперименте задействовано радиофизическое оборудование Института солнечно-земной физики (г. Иркутск), в частности мощный радиолокатор некогерентного рассеяния (РНР).

В докладе приводятся количественные сведения о воздействиях комплексного ПН на радиофизические характеристики околообъектового пространства. В частности, зафиксировано значительное искажение определяемых угловых координат КА (до  $5 \div 10^\circ$ ), определяемых РЛ как при работе ЖРД, так и после его выключения.

### **Изменения электрической структуры факела при переходе горения пламени в пульсационный режим**

Трофименко М.Ю.<sup>1</sup>, Асланов С.К.<sup>1</sup>, Смоляр В.П.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОНУ им. И.И. Мечникова, <sup>2</sup>ОНПУ, г. Одесса, Украина

Применяемые в производстве энергозатратные технологии обуславливают интерес к повышению эффективности использования горючих.

Авторами [1] изучалось горение открытого факела пропан-бутановой смеси с принудительной подачей реагирующих компонентов (окислитель – воздух) при нормальных условиях.

В данной работе измерялись вертикальные (вдоль оси симметрии) распределения величин напряжения электрического пробоя между расположенными горизонтально электродами в пламени пропан-бутановой смеси в различных режимах горения.

При горении обедненной смеси, соответствующему наступлению пульсационного режима горения, область протекания реакций горения (в которой наблюдается уменьшение значения величины электрического пробоя и, следовательно, повышение содержания заряженных частиц), локализована в определенном месте факела (у вершины внутреннего

конуса) и имеет достаточно четкие геометрические границы. В пределах этой зоны напряжение пробоя сохраняет практически постоянное значение при увеличении расстояния между электродами в горизонтальной плоскости от 1,5 до 4 мм. За границами указанной зоны, напряжение пробоя резко возрастает, что указывает на завершение химических реакций.

При горении обогащенной смеси зона, где сохраняется постоянное напряжения электрического пробоя отсутствует, а сама величина напряжения пробоя меньше, чем для обедненной смеси и зависит от расстояния между электродами, концентрация электрически заряженных частиц изменяется вдоль факела незначительно. Температуры достигаемые в пламени [1] ниже чем для обедненной смеси. Это обусловлено, очевидно, неполнотой сгорания исходных компонентов, присутствием в пламени свободных радикалов и образованием заряженных частиц конденсированной фазы (желтое свечение факела).

Таким образом, пульсационный режим, наступающий при горении обедненной смеси интенсифицирует процесс горения, структурирует факел и обеспечивает полноту сгорания топлива.

Литература:

Трофименко М.Ю., Асланов С.К., Калинин И.И. Об условиях самовозбуждения пульсационного режима горения открытого факела пропан-бутановой смеси // Космический вызов XXI века. Химическая и радиационная физика. Т. 4. / [Под ред. И.Г. Ассовского, А.А.Берлина, Г.Б.Манелиса, А.Г.Мержанова ] – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. С.236-241.

### **Способы адаптивного нейро-нечёткого управления частотой вращения силовой турбины турбовального двигателя**

Титов Ю.К., Филиппенков Р.Г.

СТАР, г. Пермь

Регулятор управления частотой вращения силовой турбины является основным регулятором, обеспечивающим работу турбовального двигателя, нагруженного несущим винтом вертолёта. Работа регулятора характеризуется наличием значительных возмущающих воздействий со стороны изменения угла установки лопастей несущего винта.

Математическая модель турбовального двигателя с несущим винтом описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами.

В существующих системах автоматического управления контур регулирования частоты вращения силовой турбины обычно реализован на базе одноконтурной системы автоматического регулирования с отрицательной обратной связью и устройством ввода возмущения,

снижающим влияние изменения угла несущего винта на частоту вращения силовой турбины.

Как показали результаты математического моделирования, из-за нелинейности характеристик объекта управления применение линейных законов управления не позволяет достигнуть заданной точности управления. Переходные процессы по частоте вращения силовой турбины имеют забросы и провалы порядка 5% с аperiodическим длительным затуханием порядка 10 сек.

Известно, что нелинейные законы управления во многих случаях обеспечивают лучшее качество регулирования.

С целью повышения качества регулирования частоты вращения силовой турбины авторами предлагается применение нелинейных нечётких и нейро-нечётких регуляторов.

Высокая эффективность может быть достигнута при использовании нейро-нечётких сетей, реализующих положительные свойства нейронных сетей и систем с нечёткой логикой. Оптимальные параметры нечёткой системы вывода, удовлетворяющие условию адекватного отображения обучающих данных, находятся за счёт применения метода обратного распространения ошибки, используемого при обучении нейронных сетей.

В докладе представлен анализ нескольких структурных схем, выполненных на основе принципов нейро-нечёткого управления и направленных на повышение качества регулирования систем управления силовой турбины турбовального двигателя.

Выбор схемы регулирования для реализации в конкретных системах управления определяется, при условии выполнения заданной точности управления, сложностью нейро-нечёткого контроллера и его настраиваемыми параметрами, а именно: количеством параметров функций принадлежности, количеством термов входных и выходной переменных, количеством нечётких правил.

### **Анализ влияния различных факторов и условий на повреждения лопаток компрессоров авиационных двигателей**

Цуркаль А.А.

МГТУ ГА, г. Москва

В процессе эксплуатации посторонние предметы попадают в проточную часть (ПЧ) двигателей как при движении самолета по взлетно-посадочной полосе, так и в полете. При нахождении самолета в воздухе, особенно на низких высотах, возможно повреждение лопаток из-за попадания птиц в проточную часть компрессора, а также града. Согласно статистическим данным, на долю двигателей, снятых по причине попадания в воздушный тракт птиц, приходится до 40% от

общего досрочно съема вследствие забоин. Как правило, до настоящего времени подлежали досрочному съему и такие двигатели, которые после столкновения с птицами не имели видимых повреждений, или имели незначительные повреждения. Засасывание механических частиц с поверхности аэродрома обусловлено возникновением вихревых жгутов, характера захвата частиц ядром жгута. Захвату посторонних предметов способствуют трещины, щели, разности высот плит покрытия. Размеры зоны захвата зависят от расхода воздуха через воздухозаборник, направления и скорости ветра относительно движущегося самолета.

Нередкими в эксплуатации являются случаи попадания в компрессор (при снятой заглушке) посторонних предметов, поднятыми с полосы очистительными машинами, или проволоки от щеточных очистителей или контровочной проволоки, забытой техническим персоналом. Загибы уголков, которые часто встречаются на лопатках вентилятора, обусловлены попаданием крупных кусков твердого снега или льда, собранных в кучу при очистке полос зимой, а также из-за примерзания соответствующей температуре воздуха и попадания воды или снега в воздухозаборнике.

К основным конструктивным факторам, влияющим на интенсивность повреждения лопаток компрессоров, относятся тип воздухозаборника, его геометрические размеры и расположение на самолете. Поэтому рациональная компоновка двигателей на самолете может значительно снизить повреждения компрессорных лопаток.

Появление самолетов с низко расположенными двигателями, имеющими большую степень двухконтурности и, естественно, большой расход воздуха. Способствующий интенсивному вихревому засасыванию посторонних предметов, создает предпосылки к увеличению досрочного съема двигателей по причине забоин на компрессорных лопатках. Это подтверждает уже накопленный опыт эксплуатации самолетов Ил-96, Ту-204.

Как видно из вышеизложенного, проблема повреждаемости компрессоров ГТД посторонними предметами многоаспектна. Большая сложность процессов и явлений, многообразие одновременно действующих и связанных между собой факторов, часто противоречивых, затрудняют ее полное решение.

### **Исследование эрозии ускоряющего электрода ионно-оптической системы ионного двигателя**

Абгарян В.К., Обухов В.А., Черкасова М.В.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является исследование процесса эрозии ионно-оптической системы (ИОС) ионного двигателя, основными элементами



которой являются эмиссионный (ЭЭ), ускоряющий (УЭ) и замедляющий (ЗЭ) электроды. Наиболее сильной эрозии подвержена поверхность ускоряющего электрода, что приводит к искажению электростатического поля, что ухудшает расходимость ионного пучка, уменьшает удельный импульс и ограничивает ресурс двигателя.

В трехэлектродной ИОС моделировались траектории вторичных ионов перезарядки, двигающихся к УЭ как из зоны нейтрализации пучка, так и рождающихся в объеме первичного пучка в межэлектродном промежутке. Задача решена в цилиндрической системе координат с учетом азимутальной симметрии. Получены двумерные распределения потенциала и напряженности электростатического поля электродной системы, распределение объемного заряда.

Выделена область первичного пучка ионов, из которой образующиеся вторичные ионы могут попасть на УЭ. Характерные значения потенциалов и температуры электронов соответствуют результатам экспериментов и результатам моделирования других авторов. Рассчитаны траектории вторичных ионов с учетом влияния объемных зарядов, создаваемых первичным и вторичным потоками ионов. Получены оценки величины сечения резонансной перезарядки и вероятности события перезарядки в зависимости от положения точки столкновения иона и атома. Показано при этом, что поток ионов перезарядки из зоны нейтрализации существенно больше (на порядок), чем поток вторичных ионов из межэлектродного пространства.

Разработана модель эрозии ускоряющего электрода при бомбардировке ионами ксенона. Предполагалось, что вторичные ионы двигаются под действием электростатического поля и попадают на ускоряющий электрод, вызывая его эрозию. При моделировании движения ионов рассчитывались координаты траектории, скорости частиц и углы падения на поверхность электрода, поскольку коэффициент распыления сильно зависит от энергии падающего иона и угла падения. В качестве материала ускоряющего электрода рассматривался графит, как имеющий один из самых низких коэффициентов распыления среди технологических материалов. Получена первичная оценка скорости эрозии ускоряющего электрода соответствующей ресурсу примерно 23000 часов. Рассчитан профиль локальной эрозии поверхности УЭ. Характер разрушения поверхности и масштаб полученных величин соответствуют известным экспериментальным данным.

## **Экспериментальное исследование возможности повышения эффективности ЖРДМТ тягой 400Н с дефлекторно-центробежной схемой смешения**

Агеенко Ю.И., Шаламов Е.А., Пегин И.В., Ильин Р.В.  
«КБХиммаш им. А.М.Исаева» - филиал «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева»,  
г. Королёв

В «КБХиммаш им. А.М.Исаева» - филиале ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева» разработаны четыре ЖРДМТ тягой (25...200)Н с дефлекторно-центробежной схемой жидкофазного смешения компонентов АТ и НДМГ на внутренней стенке камеры сгорания. Данные ЖРДМТ обеспечивают высокий удельный импульс более 3000 м/с, работоспособность при больших ресурсах и высокую надёжность, обусловленную значительным запасом по температуре элементов двигателя, что позволяет эксплуатировать их без дополнительного охлаждения с постоянно включенным электронагревателем и при значительном воздействии внешнего теплового потока.

Учитывая преимущества данной схемы смесеобразования, была поставлена задача разработать ЖРДМТ тягой 400Н. Решение данной задачи связано с определёнными трудностями, так как в смесительном элементе данного ЖРДМТ используется только одна центробежная форсунка горючего и несколько форсунок окислителя, что требует повышения стабильности процесса распыления топлива форсунками, в связи с увеличением габаритных размеров двигателя и повышением уровня тяги.

Целью данной работы явилось проведение расчётно-экспериментальных исследований по выявлению возможности улучшения гидравлических характеристик тракта подвода топлива к форсункам и геометрических характеристик форсунок. Это позволило значительно повысить стабильность распыла компонентов топлива для обеспечения эффективного жидкофазного смешения и получить высокие энергетические параметры, как в непрерывном, так и в импульсном режиме.

В данной работе приводятся также результаты испытаний экспериментальных двигателей, тягой 400Н с достижением удельного импульса до 3010 м/с.

## **Использование программного комплекса ANSYS для создания экспериментальной установки, способной моделировать рабочий процесс в двухконтурной камере сгорания РПД**

Широков И.Н., Ляшенко А.И.

МАИ, г. Москва

Целью работы является разработка и последующее изготовление модельной камеры смешения, позволяющей моделировать процесс горения внутри двухконтурной камеры сгорания ракетно-прямоточного двигателя.

На первом этапе разработана трёхмерная твердотельная модель экспериментальной установки в программном комплексе SolidWorks. При её создании использовались общие рекомендации по проектированию газовых систем (в частности, газовых горелок с принудительной подачей воздуха) и теоретическая схема двухконтурной камеры сгорания ракетно-прямоточного двигателя.

На втором этапе проведено упрощение существующей модели. Выполнено её импортное в программный комплекс ANSYS, заданы начальные и граничные условия, построена сетка. Проведён расчёт с использованием модуля Fluid Flow (CFX).

Получены следующие результаты расчёта на программном комплексе ANSYS:

Выбран рабочий газ для газовой системы модельной установки.

Из условия формирования необходимого течения в камере смешения экспериментальной установки выбраны:

расход газовой смеси через трёхсекционную горелку с принудительной подачей воздуха.

расход воздуха через входное отверстие камеры смешения.

Определена окончательная геометрия модельной камеры смешения.

Доработана конструкция экспериментальной установки.

Результатом выполненной работы является конструкция экспериментальной установки.

Работа проводится при поддержке РФФИ, проект № 11-08-00283-а.

## **Исследование силовых схем и конструктивных методов обеспечения эффективности поворотных сопел высокоманевренных ВРД**

Яковлев И.А., Нестеренко В.Г.

МАИ, г. Москва

При проектировании высокоманевренных ВРД широкое распространение получили как плоские, изменяющие направление вектора тяги в вертикальной плоскости примерно на  $\pm 20^\circ$ , так и круглые

всеракурсные поворотные сопла, обеспечивающие летательному аппарату режим сверх маневренности. Предполагается, что в «реальных» ближних маневренных боях истребителей в больших количествах не ожидается, но система поворота сопел может быть использована для улучшения взлетных характеристик истребителя. От российской промышленности требуется в предельно сжатые сроки создать для перспективного ЛА двигатель второго этапа, который сможет гарантировать выполнение истребителем Т-50 сложных маневров, как на предельно малых высотах и низких скоростях, так и на высотах порядка 20 километров на максимальной скорости. Поэтому изучение способов решения таких задач зарубежными проектировщиками представляет несомненный практический интерес. Компания P&W смогла решить проблему укороченного взлёта и посадки при проектировании двигателей F-135 для истребителей F-35 STOVL. Для этого была спроектирована комбинированная силовая установка с выносным вентилятором и поворотным на 90° трёх секционным соплом. Его аналогом является поворотное сопло отечественного ТРДДФ РД 79, устанавливаемого на ЛА ЯК141. Рассмотрены силовые и температурные нагрузки на это сопло при его повороте на 90°, а также требования к величине расхода охлаждающего воздуха, поскольку они в значительной степени определяют ресурс и надёжность этого узла, а отбор воздуха от компрессора для охлаждения стенок сопла, приводит к снижению имеющегося уровня запасов газодинамической устойчивости. Величина запасов газодинамической устойчивости в компрессоре СУ такой схемы должна быть увеличена. Плоские поворотные сопла в отечественном двигателестроении в настоящее время не применяются, несмотря на то, что их преимущества, в части снижения заметности в ИК – диапазоне, очевидны. Так они исключают, при соотношении сторон прямоугольника более 1,2...1,3, прямую видимость нагретых деталей ТРДДФ – лопаток турбины, деталей форсажной камеры и сопла. В конструкции, разработанной НПО «Мотор», потери тяги в плоском сопле при перестройке потока составили недопустимо большую величину в 14...17%. Кроме того, масса этого сопла была больше осесимметричного на 180 кг. Плоские поворотные сопла установлены на ряде зарубежных ЛА, например, на двигателях 5-го поколения F119-PW-100. Здесь была решена проблема массы и укороченного перехода от круглого сечения за турбиной к прямоугольнику на входе в сопло, поэтому их применение было обосновано.

## 5. Информационно-телекоммуникационные технологии

### Повышение информационной способности вихретоковых датчиков

Маланин В.П., Абрамов С.В.

НИИФИ, г. Пенза

В авиационной технике одной из важных задач измерений с использованием вихретоковых датчиков является своевременное обнаружение дефектов (усталостные трещины и т.д.) на ранних стадиях развития.

Проблемами таких измерений являются низкая чувствительность, нелинейность функции преобразования и температурная погрешность вихретоковых датчиков. Электрическая модель вихретоковых датчиков в большинстве случаев рассматривается в виде эквивалентной схемы замещения, представляющей собой параллельное или последовательное соединение активного сопротивления и индуктивности. Такое представление вихретокового датчика позволяет учесть только обобщенные зависимости параметров электрической модели от воздействия как измеряемой величины, так и от воздействия дестабилизирующих факторов.

Решение приведенных выше проблем связано с повышением информационной способности, рассматриваемой с точки зрения нахождения информативных и неинформативных параметров многоэлементной схемы замещения и определения функциональных зависимостей изменения информативных параметров от измеряемой величины и изменения неинформативных параметров от дестабилизирующих факторов.

Авторами предлагается метод, позволяющий по экспериментальным характеристикам иммитанса двухполюсной цепи датчика синтезировать эквивалентную схему замещения вихретокового датчика, аппроксимируя реальные амплитудные и фазочастотные характеристики логарифмическими амплитудно и фазочастотными характеристиками в виде прямых с наклоном  $0\text{дб/дек}$ ,  $\pm 20\text{дб/дек}$ . При этом по реальной непрерывной и нелинейной АЧХ на определенном участке, характеризующемся изменением фазового угла, строилась ЛАЧХ в виде прямых с наклоном  $0\text{дб/дек}$  и  $\pm 20\text{дб/дек}$ .

С использованием частотных методов идентификации получена эквивалентная схема замещения датчика в виде параллельного соединения начальной постоянной индуктивности, создающей магнитный поток, с последовательным соединением вносимой индуктивности и вносимого сопротивления, зависящими от входной

измеряемой величины. При компенсации известного начального значения индуктивности (неинформативного параметра) девиация информативного параметра составляет 100 %.

Проведенный синтез позволил определить в схеме замещения неинформативный параметр и во вторичном преобразователе скомпенсировать его, тем самым повысив точность измерения перемещения более чем в 2 раза.

### **Унифицированная интерфейсно-вычислительная платформа для систем интегральной модульной авионики (ИМА)**

Авакян А.А.

НИИ АО, г. Жуковский

В докладе показано, что системы авионики, построенные по архитектуре представляющей собой федерацию блоков, на которых реализованы, как правило, отдельные функции, имеют следующие недостатки. Для выполнения норм летной годности возникает необходимость многократного резервирования блоков, на которых реализованы критические функции. Необходимость обмена большими потоками интенсивного обмена между блоками требует применения сложного коммутируемого интерфейса. В результате образуется сложная взаимно связанная система. Для локализации отказов в такой системе требуются сложные диагностические процессы. Для выполнения норм регулярности полетов возникает необходимость хранения на аэродромах большого количества блоков в виде обменного фонда. Все это приводит к сложной и дорогостоящей системе технической эксплуатации. Расчеты показывают, что среднегодовые затраты на техническую эксплуатацию в разы превышают среднегодовые затраты на закупку систем авионики.

Поскольку тенденция развития авионики направлена на автоматизацию все новых процессов летательных аппаратов, то федерация блоков разрастается до больших множеств. Вместе с описанной тенденцией происходило резкое возрастание производительности вычислительных средств, применяемых в блоках. Вычислительные средства оказались недогруженными, а поскольку блоки разрабатывались различными организациями, они оказались еще и не унифицированы

Исследования этой проблемы, проводимые в США, были оформлены в виде концепции интегрированного модульного авиационного радиоэлектронного оборудования (ИМА). В связи с широким использованием этой концепции компания RTCA создала «Специальный комитет 200 (SC-200), а EUROCAE» и «Рабочую группу 60 (WG-60) для совместной разработки документа, который можно было

бы использовать в качестве руководства в проектировании, разработке и применении ИМА. В состав участников разработки этого документа вошли представители правительственных, промышленных и научных кругов». Разработанный документ в системе стандартов идентифицирован как ДО-297.

В докладе излагаются теоретические и конструктивные результаты формирования архитектуры систем авионики с использованием этой концепции и ранее выполненных НИР в ОАО «НИИ АО» в этом направлении. Приводятся принципы, структурные решения и результаты разработки основного узла архитектуры унифицированной, отказоустойчивой платформы ИМА, на основе которой должны синтезироваться все системы авионики летательных аппаратов. Показываются преимущества такого подхода.

### **Решение проблем контроля работоспособности антенно-фидерных устройств на космических аппаратах**

Бочаров В.С., Генералов А.Г., Алексеева Н.С.  
НИИЭМ, г. Истра; МАИ, г. Москва

В связи с активным освоением космоса человечеством и использованием продуктов космической индустрии в повседневной жизни (спутниковая связь, спутниковое телевидение, система навигации, метеопрогнозы и т. д.) является актуальным обеспечение надежности работы радиолинии на космических аппаратах (КА). Одним из основных элементов радиолинии является антенно-фидерные устройства (АФУ). АФУ обеспечивает связь между КА и наземным командным пунктом (радиолиния борт-Земля и обратно). Для достижения поставленной выше задачи применяются устройства контроля мощности (УКМ) тракта АФУ.

УКМ предназначено для контроля падающей и отражённой мощности в АФУ. В основу устройства положен принцип отдельного выделения сигналов падающей и отражённой волн двумя направленными ответвителями (НО) с последующим детектированием выделенных сигналов. Каждый из двух НО представляет собой симметричный однозвенный НО с электромагнитной связью, выполненный печатным способом на твёрдом диэлектрике. В зависимости от электрической длины участка связи, НО могут быть однозвенными и многозвенными. Направленная передача энергии в таких устройствах связана с условием полного согласования всех его плеч. Входная мощность распределяется в соответствии с выбранной величиной связи между каналами. Указанные свойства позволяют использовать такие устройства для построения полосковых делителей мощности, смесителей, модуляторов, дискриминаторов, сумматоров

мощности и т.д. Кроме того, НО можно использовать как самостоятельные узлы, необходимые для проведения различного рода измерений в СВЧ диапазоне.

Поскольку в настоящее время срок активного существования спутников рассчитывается на 8-10 лет, то целесообразно, особенно на этапах наземных и летных испытаний, применение УКМ, который будет обеспечивать командный пункт оперативной информацией о состоянии АФУ и передающих устройств КА. Таким образом, применение УКМ в тракте АФУ позволит обеспечить надежную работу АФУ на КА.

### **Синтез параметров ступенчатых напряжений с использованием вейвлетных преобразований**

Анисимова Т.В.

МАИ, г. Москва

Цель данной работы является описание способа синтеза ступенчатых напряжений на основе применения аналитических методов с использованием ортогональных вейвлетов. Описание способа включает краткий обзор вейвлетов Хаара, а также синтеза многоуровневых выходных напряжений инверторов бортовой системы электропитания на основе вейвлетных преобразований. Проведено сравнение синтезированных напряжений по коэффициенту гармоник и суммарному коэффициенту режекции.

Рассмотренный способ синтеза на основе вейвлетных преобразований показал полезность математического аппарата для формирования ступенчатых напряжений при разработке многоуровневых инверторов и алгоритмов управления такими инверторами бортовой системы электропитания.

Способ формирования ступенчатых напряжений на основе вейвлетных преобразований имеет ряд преимуществ по сравнению с традиционными способами. Инвертор бортовой системы электропитания с выходным напряжением, сформированным на основе вейвлетных преобразований позволяет обеспечить лучшую и более быструю адаптацию формы выходного напряжения к синусоидальной. Для аппроксимации низкого уровня, включая трех- и четырехуровневые инверторы, синтез с помощью вейвлетных преобразований имеет лучшие показатели и позволяет обеспечить лучшие формы аппроксимации. Кроме того, формирования выходных напряжений с помощью вейвлетных преобразований обладает следующими свойствами: исключение низших из высших гармоник из спектра выходного напряжения при минимальном числе ступенек (уровней);



относительно небольшая частота переключений всех мостовых коммутаторов инвертора бортовой системы электропитания; различные уровни мощностей мостовых коммутаторов (ячеек) инвертора бортовой системы электропитания; достаточно простая схема управления инвертором бортовой системы электропитания; возможность реализации схемы управления инвертором бортовой системы электропитания на основе микроконтроллера.

Благодаря своей универсальности, математическая модель инвертора бортовой системы электропитания, основанная на обратном вейвлетном преобразовании, позволяет разрабатывать структуры и алгоритмы управления инверторами.

Инверторы бортовой системы электропитания, разработанные на основе предложенного способа, могут быть использованы в мощных источниках бесперебойного питания, распределенных системах генерирования электроэнергии с источниками постоянного напряжения. Наличие таких источников позволяет легко группировать ячейки для обеспечения необходимых уровней ступенек многоуровневых инверторов бортовой системы электропитания.

### **Новые подходы разработки тренажёра аэронавигационного обеспечения полетов на основе 3D моделирования**

Пашаев А.М., Султанов В.З., Искендеров И.А., Бабаев Г.Б.  
НАА, Азераэронавигация, AZAL, г. Баку, Азербайджан

С изменением отношения к классическому воображению и презентаций методов управления воздушным движением, а также полетов, возможно полностью изменить принципы и подходы в области тренажерной подготовки аэронавигационных специалистов. С помощью современных технологических средств, можно добиваться обеспечения более оперативных результатов и эффективности при управлении воздушным движением. Аэронавигационное обеспечение и выполнение полетов принципиально построено над очень важными параметрами, такие как распространение радиосигналов, дальность действия, наличие препятствий и т.д. Это основано на очень важных функциональных параметрах используемых технических средств. В настоящее время без радиотехнических систем аэронавигационное обеспечение полетов считается невозможным. Поэтому в данной работе при разработке тренажера основное внимание уделено к созданию 3-х мерного (3D) радиоинформационного поля этих систем. Моделирование радиосигналов в 3-х мерном (3D) пространстве дает возможность видеть «невидимое», то есть, позволяет представить себе возможность степени приближения реального визуального отображения в этой области. Определение радиосигналов возможно только с измерениями различных

параметров различными методами и техническими средствами. Но в авиации, особенно при аэронавигационном обеспечении полетов полное понимание и определение 3-х мерной среды и пространства со стороны персонала и высший уровень способности визуального представления (воображения) считается самым важным условием. В этом случае описание работы процесса УВД, принятия решения персоналом с учетом специфических условий среды время-пространство облегчается и считается возможным полное соблюдения безопасности воздушного движения.

Персонал по аэронавигационному обеспечению и вновь принятые работники по этим специальностям должны иметь четкое трехмерное представление о воздушной обстановке и обладать необходимыми базовыми знаниями связанными с методами и средствами по обработке аэронавигационной информации.

С учетом вышесказанного и проведенного анализа существующих методов моделирования аэронавигационного обеспечения воздушного движения, в том числе программных модулей DataGen, MapGen, MosaicGen, используемых в диспетчерских тренажерах, можно сделать вывод, что для процесса обучения и подготовки специалистов переход к многоступенчатому (конкретно двухступенчатому) методу очень важен.

В результате проведенных исследований была разработана в программной среде Delphi и 3DRad базовая «PreTrenajor» (3D Base Simulator) и расширенная система «ProfTrenajor» (3D Advanced Model Simulator).

### **Сегнетоэлектрики с точки зрения прикладного применения**

Бабаев Э.Н.

МАИ, г. Москва

Сегнетоэлектриками называют особый вид диэлектриков, отличающийся нелинейной зависимостью поляризации от напряженности поля.

Область применения сегнетоэлектриков резко расширяется, если обнаруживается, что этот материал проявляет также и магнитные свойства. Тагучи и его коллеги из RIKEN и ряда других японских НИИ недавно экспериментально показали, что стронций-бариевые манганиты как раз обладают такой редкой комбинацией свойств.

Материалы, обладающие как сегнетоэлектрическими, так и магнитными свойствами называются мультиферроиками. Группе Тагучи удалось открыть совершенно новый мультиферроический материал, характеризующийся как высокой поляризацией, так и жёсткой связью между поляризацией и намагничиваемостью.

Ученые из японского Института современной прикладной науки и технологий и из Университета Токио разработали флэш-память, способную хранить записанную в нее информацию в течение сотен лет. Для того чтобы повысить износостойкость флэш-памяти, японские инженеры разработали новый тип ячейки, изготовленной из сегнетоэлектрика.

Ученые Северо-Западного университета Иллинойса смогли синтезировать большемерные кристаллы с сегнетоэлектрическими свойствами, используя в качестве строительных блоков всего два типа относительно несложных органических молекул. Получившиеся кристаллы проявляли свойства сегнетоэлектриков при комнатной температуре, в отличие от конкурентов из других лабораторий, которые «соглашаются» быть сегнетоэлектриками лишь в присутствии криогенных установок.

Ученые из Калифорнийского университета в Беркли нашли способ уменьшения минимального напряжения, необходимого для хранения электрического заряда в конденсаторе. Ключом к электронике нового поколения должен стать более совершенный энергоэффективный транзистор. Решение заключается в добавлении в конструкцию современных транзисторов сегнетоэлектриков, которые могут накапливать существенно больший заряд при меньшем напряжении. Инженеры Калифорнийского университета сначала создали конденсатор из сегнетоэлектрика совмещенного с диэлектриком, который способен увеличить емкость устройства. Это явление, называемое отрицательной емкостью, может помочь преодолеть существующую проблему энергоэффективности транзисторов и создать маломощные транзисторы без ущерба для производительности и быстродействия.

### **Разработка SaaS-приложения конкурентного анализа сектора беспилотных летательных аппаратов**

Бабенко Е.А., Кленов Е.А.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка SaaS-приложения (Software as a Service) конкурентного анализа для исследования рыночной ситуации в сегменте беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) [1] и оценке уровня конкурентных преимуществ компании (производителя БПЛА) и её основных конкурентов для выбора наилучшей стратегии в определенный период в рассматриваемом секторе экономики.

Первым этапом в разработке SaaS-приложения явилось создание математической модели конкуренции в секторе БПЛА на базе теории компромиссных игр и модели «пяти сил конкуренции» М. Портера [2],

на 1-м уровне иерархии рассматривается конкуренция в секторе беспилотных дирижаблей и планеров, далее на 2-м уровне конкуренция в секторе БПЛА в целом, и на 3-м уровне – в секторе истребителей боевой авиации.

Вторым этапом исследования является разработка алгоритмов поведения агентов в процессе реализации конкурентной стратегии для сектора микродирижаблей (МД) и реализации алгоритмов в SaaS-приложении, вначале задается набор сил  $P_{ij}$  и связи между ними, затем каждой силе ставится в соответствие множество агентов  $A$  (основные конкуренты, поставщики и т.д.), для каждого агента задается набор стратегий (целей)  $S$  и действий по достижению заданных целей  $X$ .

Третий этап связан непосредственно с разработкой SaaS-приложения, и включает в себя:

проектирование архитектуры информационной системы на базе клиент-серверной SaaS-архитектуры [3], т.к. заказчик конкурентного анализа получает возможность использовать качественное ПО на больших вычислительных мощностях при минимизации собственных вложений в его разработку и развертывание;

разработку пользовательских интерфейсов и моделей проектирования SaaS-приложения (создание UML диаграмм: вариантов использования, классов; проектирование архитектуры БД; разработка функциональной модели в виде IDEF-диаграммы);

разработка вычислительного модуля.

Результатом выполненной работы является SaaS-приложение, которое производители в секторе БПЛА могут использовать для анализа конкурентных ситуаций с целью выбора наиболее перспективной стратегии развития.

Список использованной литературы:

БПЛА – вооружения будущего | Новости. Адрес в Интернете: <http://podrobnosti.ua/technologies/weapons/2005/04/11/203277.html>

Портер М. Конкуренция. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2005. – 608 с.

Сервисная модель программного обеспечения. Адрес в Интернете: <http://www.osp.ru/os/2007/10/4705880/>

### **Использование параллельных вычислений в режиме реального времени**

Баландин Н.А., Трайнёва Е.О.  
МАИ, г. Москва

Для выполнения ресурсоёмких вычислений широко применяются масштабируемые многопроцессорные системы (кластеры). При этом одной из основных проблем является оптимизация параллельных

приложений с точки зрения времени выполнения вычислений или отклика программы.

В докладе рассмотрены различные способы улучшения детерминизма параллельного приложения, обзор основных средств интеграции приложений реального времени в Linux, их отличий и сходств.

В качестве основных средств рассмотрены:

- Патч PREEMPT\_RT, его назначение и использование.
- Платформа Xenomai, её организация, структура, поддерживаемые архитектуры и интерфейсы (оболочки), реализация, отличия от RTAI.
- Слой аппаратной абстракции Adeos, предназначенный для совместной работы нескольких ядер, его архитектура, основные блоки, правила распространения событий.
- Стек протоколов Rtnet, его назначение, использование и принцип работы.

Также в работе предложены два варианта реализации параллельных вычислений с использованием Xenomai: использование гибридной модели на основе Xenomai и MPI и использование единой модели системы с жестким реальным временем.

### **Алгоритм рекуррентного уточнения координат точки на поверхности Земли, получаемой при однокоординатной пеленгации с борта ЛА**

Блохина В.Ф.

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

Рассматривается процесс местоопределения источника излучения (ИИ) при многократных измерениях с борта ЛА косинуса угла между направлением на ИИ и продольной осью ЛА и известных навигационных данных. Задача идентификации пеленгов по принадлежности одному ИИ в данном докладе не рассматривается.

Для двух пеленгов задача сводится к определению на поверхности Земли точки А пересечения двух конусов с известными вершинами, осями и углами раскрыва и моделью поверхности Земли, аппроксимируемой референц-эллипсоидом для региона полета. Любая точка на эллипсоиде с известными полуосями может быть определена двумя сферическими координатами, для нахождения которых возникает избыточная система трех уравнений с двумя неизвестными. Поэтому целесообразно искать сферические координаты ИИ в виде статистических оценок максимального правдоподобия (ОМП), считая измеренные величины пеленгов нормально распределенными с известной корреляционной матрицей, и средними равными пеленгам на истинное положение ИИ.

Уравнение правдоподобия сводится к трансцендентному уравнению, решение которого можно построить в итерационной форме.

Нулевое приближение для итерационного процесса может быть найдено путем решения методом Феррари уравнения 4 степени, к которому приводится система двух уравнений с двумя неизвестными нахождения точки пересечения двух конусов с касательной плоскостью к поверхности Земли в точке на середине трассы КА между точками пеленгации.

Полученное решение уравнения – сферические координаты точки А - является случайной величиной, в линейном приближении по ошибкам подчиняющейся двумерному нормальному закону с математическим ожиданием равным истинным координатам ИИ и корреляционной матрицей, зависящей от СКО пеленга и взаимного расположения точек приема.

Корреляционная матрица ОМП может быть получена как побочный продукт итерационного процесса, но ее линейное по ошибкам приближение найдено аналитически. Найденные аналитические формулы использованы для оценок геометрического фактора точностных характеристик местоопределения при двукратном приеме сигналов для разнесенных в пространстве позиций ЛА и известных СКО пеленга.

Получив двукратный прием сигналов и оценив по ним местоположение ИИ и его корреляционную матрицу, можно построить рекуррентную процедуру уточнения местоположения по каждому вновь принятому пеленгу используя также уравнение правдоподобия.

При решении задачи в пересеченной местности полученная оценка координат может служить нулевым приближением для уточнения положения ИИ при использовании БД рельефа поверхности Земли данного региона.

### **Разработка имитационной модели вторичной системы электроснабжения с возможностью рекуперации энергии**

Богданов А.А., Халютин С.П.

МГТУ ГА, г. Москва

Одной из важнейших задач современной авиационной электроэнергетики является повышение энергоэффективности систем электроснабжения. Наряду с повышением эффективности отдельных устройств (аккумуляторных батарей, генераторов и т.п.), одним из путей решения указанной проблемы является создание интеллектуальных устройств управления электрическими нагрузками с функцией рекуперации энергии.

Согласно исследованиям, в системах, где многократно осуществляется интенсивное торможение, как например, в случае с приводами прерывистого действия с очень коротким периодом цикла или когда привод постоянно работает в генераторном режиме, возврат тормозной энергии может значительно снизить потребляемую мощность из сети.

Целью данной работы является разработка имитационной модели вторичной системы электроснабжения (СЭС), при её работе на бесконтактный двигатель постоянного тока (БДПТ) в режимах рекуперации энергии, в среде Simulink.

Первым этапом разработки является создание модели БДПТ в двигательном и генераторном режимах. При этом была использована математическая модель БДПТ в фазных координатах с идеализацией коммутирующих элементов, которая сочетает достаточную точность с приемлемыми затратами времени на вычисления.

Вторым этапом разработки является создание модели генераторного режима на основе имеющейся математической модели двигателя, путем преобразования ее системы уравнений для данного режима.

Третьим этапом разработки является создание модели автоматического блока переключения, который учитывает возможность перехода БДПТ в генераторный режим и его работу с сетью и накопителем.

Таким образом, результатом работы является модель вторичной СЭС, которая позволит исследовать режимы рекуперации энергии в бортовых СЭС и проектировать соответствующие электронные устройства управления.

### **Основные виды и причины отказов интегральных элементов**

Бондарейко Е.А.

МАИ, г. Москва

Анализ статистических данных об отказах полупроводниковых интегральных схем и многокристальных модулей позволяет сделать вывод, что на современном этапе развития микроэлектроники преобладают внезапные отказы, вызванные разрушением элементов конструкции из-за несовершенства отдельных технологических операций, нарушениями или ошибками в процессе их производства.

Основным источником внезапных отказов при этом является нарушение электрической цепи. Причинами обрывов электрических цепей являются недостаточная прочность сварных соединений в местах контактов разнородных материалов, разрушения металлических тонкопленочных проводников, дефекты сборки микросхем и многокристальных модулей. Короткие замыкания в электрических

цепях обусловлены дефектами фотолитографии и диэлектрических пленок, дефектами кристаллической решетки полупроводникового кристалла, дефектами сборки.

По физическим причинам отказы можно разделить на три группы:

- объемные, связанные с явлениями в объеме полупроводникового кристалла;
- поверхностные, обусловленные явлениями на поверхности кристалла;
- контактные, обусловленные нарушением контактных соединений.

Возникновение отказов, связанных с объемными явлениями, можно объяснить появлением или развитием структурных несовершенств кристалла (дислокаций, дефектов упаковки, микротрещин, деформаций и механических напряжений), либо перераспределением примесей, что под воздействием термических и механических нагрузок, может вызвать изменения электрических характеристик.

Нанесение диэлектрических пленок на поверхность кристалла также может оказать существенное влияние на надежность. При работе микросхемы происходит перераспределение электрических зарядов различной природы, присутствующих на поверхности, что приводит к существенным изменениям характеристик р-п-переходов. Вследствие этого явления возрастают токи утечки и ухудшаются параметры изделия.

При сборке многокристалльных модулей обычно используются два типа контактных соединений: металлические проводники, применяемые для внутрисхемной разводки, и соединения металлических контактных площадок на кристалле с внешними выводами корпуса, выполняемые обычно с помощью золотой или алюминиевой микропроволоки. При формировании контактных соединений используются разнородные материалы, взаимодействие между которыми может стать причиной отказа. Данные отказы проявляются чаще всего как обрыв электрической цепи или увеличение контактного сопротивления.

В работе рассмотрены основные виды и причины отказов микросхем и многокристалльных модулей, а также методы снижения их количества.

### **Трехфазный транзисторный инвертор напряжения с цифровым ШИМ для перспективных СЭС ЛА**

Бородин С.И.  
МАИ, г. Москва

Основная цель применения современных инверторов – это не только питание нагрузок переменного тока, требующие заданного качества синусоидального напряжения, но и обеспечение устойчивости питания при всевозможных возмущениях напряжения на линиях. В результате



сохраняется как целостность сети, так и устойчивость питания. ГОСТ Р 54073-2010 предусматривает требования к качеству электроэнергии переменного тока.

Необходимость в микропроцессорном управлении в современных инверторах появилась в следствии роста требований к массогабаритным показателям инвертора и улучшении стабильности параметров при заданном качестве электропитания нагрузки. За последнее время произошли качественные изменения в структуре инверторов, связанные в первую очередь с переходом на новую элементную базу построения силового канала и новую элементную базу канала цифрового управления. Цифровое управление в современных инверторах реализуются за счет использования специализированных периферийных устройств, интегрированных непосредственно на кристалл микроконтроллера, а также за счет высокопроизводительной архитектуры и системы команд центрального процессора, позволяющей решать большинство типовых задач управления силовыми ключами инвертора программным способом.

Предлагается инвертор, формирование выходного напряжения которого сильно отличается от традиционных самовозбуждающихся и управляемых инверторов на аналоговых способах управления силовой частью. Принцип метода заключается в том, что на выходе силовых ключей инвертора в каждой четверти периода формируются импульсы постоянной амплитуды, но переменной длительности. Постоянное запоминающее устройство (ПЗУ) выводит три последовательные цифровые комбинации длительностью 256 бит каждое. Чередование адресации позволяет формировать на основании извлеченной из памяти информации полное синусоидальное колебание, хотя в памяти содержится информация только о четверти периода этого сигнала.

Переход к цифровому способу управления инверторов позволил обеспечить новый, недостижимый в аналоговых системах, уровень показателей качества:

- на порядок меньше габариты и вес управляющей электроники;
- резкое повышение надежности;
- возможность использования алгоритмов управления силовой частью инверторов, которые трудно, а порой и невозможно реализовать на аналоговой элементной базе.

### **Монопольный широкополосный печатный излучатель**

Милосердов М.С., Бронников Д.В.

МАИ, г. Москва

При проектировании бортовых радиосистем к аппаратуре, в том числе к антеннам и антенным решеткам, предъявляются крайне жёсткие

требования по массогабаритным показателям. Перспективным направлением в этой области является использование одного антенного полотна для систем различного назначения. К актуальным проблемам можно отнести разработку широкополосных антенн и антенных решёток, системные вопросы использования несколькими системами одного антенного полотна, проблемы электромагнитной совместимости и т.д.

Данная работа посвящена созданию печатного монополюсного широкополосного излучателя для последующего использования его в составе многофункциональной бортовой антенной решётки. К достоинствам монополюсных печатных антенн относятся малые габариты (порядка  $\lambda/4$ ), линейная поляризация (требуется для многих задач), широкая рабочая полоса, технологичность изготовления и широкая диаграмма направленности. Широкополосные характеристики антенны достигаются за счёт использования профиля специальной формы. В работе проводится исследование и сравнение различных профилей. Методом конечных разностей во временной области рассчитываются коэффициент стоячей волны (КСВ), диаграмма направленности (ДН) и токи на металлических поверхностях для конкретных частот. Проводится анализ и сравнение характеристик печатных монополюсных антенн с печатной логопериодической вибраторной антенной.

### **Применение методов интерполяции для повышения разрешающей способности по дальности и скорости в авиационной дозорной РЛС**

Вайс С.Н., Липатов А.А., Репина М.В.

Концерн «Вега», г. Москва

Доклад посвящен обоснованию возможности использования методов интерполяции в алгоритмах цифровой обработки радиолокационных сигналов для повышения разрешающей способности авиационной дозорной РЛС по дальности и скорости.

Использование новых программных методов обработки информации в авиационной дозорной РЛС является важным вопросом, особенно в тех случаях, когда постоянное аппаратное улучшение комплексов оказывается достаточно дорогостоящим или нецелесообразным.

Применение интерполяции радиолокационных данных, поступающих в приемное устройство дозорной РЛС, позволяет добиться расширения возможностей авиационного комплекса в части разрешения целей по дальности и скорости без вмешательства в конструкцию и перенастройки оборудования.

При интерполяции по дальности рассматривались методы линейной, тригонометрической и сплайн интерполяции. Наиболее точным оказался последний метод. Для интерполяции по частоте использовался метод

искусственного дополнения кадра нулями до выбранной размерности БПФ.

Исследованы особенности шумов интерполяции, возникающих вследствие конечной точности интерполяции сигнальных отсчетов. Из результатов проведенного исследования следует, что шумы интерполяции являются мультипликативными и, что очень важно, узкополосными (коррелированными). Энергия шумов сконцентрирована в узкой полосе частот, занятой спектром коррелированной пассивной помехи (отражениями от подстилающей поверхности), которая при спектральной обработке сигналов считается нерабочей и режектируется. Таким образом, влиянием шумов интерполяции на обнаружение целей можно пренебречь.

Сравнительный визуальный анализ выходных двумерных матриц БПФ, подтвержденный количественными измерениями, показал, что при использовании интерполированных сигнальных матриц достигается более высокая разрешающая способность, как по дальности, так и по частоте по сравнению с исходными сигналами. При этом повышаются возможности обнаружения таких сложных целей как вертолеты, групповых целей, подавление альтиметровых помех и пр. На основании этого можно сделать вывод о перспективности дальнейшей модернизации РЛС существующих РТК с целью повышения разрешающей способности путем введения процедуры интерполяции входных данных в алгоритм обработки сигналов и соответствующей доработки программного обеспечения блока цифровой обработки сигналов.

### **Анализ влияния разбросов параметров на работу параллельновключенных инверторов и обеспечение равномерного токораспределения**

Воронина Л.Н., Шевцов Д.А.

МАИ, г. Москва

Инверторы, служащие для преобразования энергии постоянного тока (напряжения) в энергию переменного тока (напряжения), относятся к вторичной системе электроснабжения ЛА и предназначены для питания потребителей, не допускающих даже кратковременных перебоев в подаче электроэнергии. Это радиолокационное и навигационное оборудование, пилотажные и следящие системы и др.

Возрастающие требования к источникам вторичного электропитания требуют увеличения мощности преобразователей. В связи с этим получило распространение параллельное соединение инверторов, т.к. разработка более мощных устройств не всегда выгодна с экономической точки зрения. Этот способ носит название «модульный».

При проектировании многомодульных инверторов одной из практически возникающих проблем является равномерное распределение токов между преобразователями, т.к. они обычно не идентичны из-за разброса параметров задающих генераторов, силовой части, схемы управления и цепи обратной связи.

После рассмотрения влияния разбросов параметров функциональных частей двух параллельно работающих инверторов на режим их работы были получены следующие результаты:

- если преобразователи не имеют разброс параметров, то выходные токи совпадают по частоте, фазе и амплитуде.

- при разбросе параметров задающих генераторов (ЗГ) токи на выходе различны. Введение между ЗГ трех информационных связей, которые были определены при разработке нового метода синхронизации ЗГ [1], позволяет выравнить токи на нагрузке.

- разброс параметров остальных функциональных узлов (усилителя сигнала рассогласования, датчика выходного напряжения и широтно-импульсного модулятора) опять приводит к разбросу токов на выходе инверторов.

Таким образом даже при синхронизированных ЗГ различия в параметрах других функциональных частей оказывают значительное воздействие на выходные токи преобразователей. Поэтому возникает необходимость введения между всеми компонентами инверторов связей, позволяющих выравнить токи независимо от разбросов параметров.

В докладе будет показано, какие именно это связи и между какими компонентами они должны вводиться. Это позволит избежать ситуации, при которой один из модулей потребляет слишком большой ток нагрузки, что устраняет одно из главных преимуществ многомодульной конструкции.

Литература:

1. Воронина Л.Н. Методы обеспечения параллельной работы задающих генераторов для транзисторных инверторов. // В сб.: 10-я Международная конференция «Авиация и космонавтика-2011». 8-10 ноября 2011г. Москва. Тезисы докладов. – СПб.: Мастерская печати, 2011. С.226-227.

### **Разработка прямоугольной микрополосковой антенны дециметрового диапазона для применения на космическом аппарате «Ионосфера»**

Бочаров В.С., Генералов А.Г., Гаджиев Э.В.  
НИИЭМ, г. Истра; МАИ, г. Москва

К современным антенным устройствам предъявляются весьма жёсткие требования по электродинамическим характеристикам, а также

габаритам, массе, стоимости, технологичности и т.д. В связи с необходимостью создания невыступающих антенн для летательных аппаратов, а также простых и технологических антенн более широкого назначения возник большой интерес к микрополосковым и печатным антеннам СВЧ. Использование планарной технологии обеспечивает высокую воспроизводимость размеров антенн, технологичность, низкую стоимость, малые габариты и массу. В настоящее время создано и запатентовано значительное число образцов микрополосковых одноэлементных антенн и антенных решёток. Выявлена возможность создавать антенны с линейной и круговой поляризацией, а также возможность создания двухчастотных антенн. Любое микрополосковое антенное устройство представляет собой лист диэлектрика небольшой толщины с нанесённым с обеих сторон тонким медным покрытием. На одной стороне изготовлены излучающий элемент, цепи питания, управления и согласования. Другая металлическая сторона антенной платы служит экраном.

Для космического аппарата (КА) «Ионосфера» коллективом лаборатории антенно-фидерных устройств была разработана вибраторная антенна (рабочая частота 400 МГц), представляющая собой полуволновый, симметричный вибратор, установленный параллельно на панели КА обращённой к Земле. Вибраторная антенна входит в состав антенной системы КА «Ионосфера» наряду со спиральной четырёхзаходной антенной (рабочая частота 137 МГц) и штыревой антенной (рабочая частота 150 МГц).

В данной работе был разработан аналог данной антенны в микрополосковом исполнении. Были оценены размеры микрополосковой антенны, место её расположения на поверхности КА «Ионосфера»; измерены электрические характеристики (коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности).

### **Разработка алгоритма калибровки микромеханического БЧЭ на стенде ACTIDYN RT1112**

Веремеенко К.К., Галай И.А.

МАИ, г. Москва

Одной из основных задач при создании новых образцов инерциальных навигационных систем и их серийном производстве является задача калибровки блока чувствительных элементов (БЧЭ), которая заключается в нахождении параметров принятых математических моделей датчиков первичной информации – гироскопов и акселерометров. Основными причинами, приводящими к появлению ошибок измерений, являются: постоянные составляющие ошибок, нестабильность масштабных коэффициентов гироскопов и

акселерометров, угловые ошибки установки и неортогональность блоков. Калибровка микромеханического БЧЭ может быть проведена на одноосном поворотном столе ActiDyn RT1112, который входит в состав лаборатории испытаний инерциальных навигационных систем [1], созданной кафедрой 305 и Центром спутниковых информационных технологий МАИ.

Калибровка проводится по разработанной методике испытаний, которая учитывает принятые математические модели датчиков первичной информации. В докладе предлагается методика, состоящая из последовательности семи поворотов исследуемого БЧЭ относительно планшайбы поворотного стола и математические модели ошибок инерциальных измерителей [2], которые задают вектор состояния размерностью 27. Реализация необходимого числа поворотов достигается специальной технологической оснасткой. Поворотный стол задает определенную угловую скорость вращения: от минимальной до значения, определяемого пределом рабочего диапазона гироскопов. Результатом испытаний является оценка компонент вектора состояния, полученная с использованием метода наименьших квадратов, содержащего значения указанных выше калибровочных коэффициентов.

С целью проверки работоспособности методики создан программный комплекс, реализующий необходимые алгоритмы. Анализ результатов моделирования показал, что разработанная методика пригодна для проведения испытаний микромеханических БЧЭ. Оценки точности, полученные в результате моделирования при полной адекватности моделей и белых шумах, являются оптимистическими. Готовящиеся натурные испытания должны определить реальную точность калибровки по предлагаемой методике.

Список использованных источников:

1. Галай И.А., Зимин Р.Ю. Анализ характеристик двухосного поворотного стенда компании ActiDyn. // Сборник тезисов докладов «Инновации в авиации и космонавтике – 2011», 2011 г.

2. Веремеенко К.К., Козорез Д.А., Красильщиков М.Н. и др. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. / Под ред. Красильщикова М.Н. и Себрякова Г.Г. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009.

### **Качественная оценка изделий авиационной техники с применением базы знаний системы анализа ТКИ**

Говорков А.С., Жилиев А.С.

ИрГТУ, г. Иркутск

Целью данной работы являлось создание автоматизированной системы анализа ТКИ, основной целью которой заключается в

повышение эффективности проведения технологического контроля с обеспечением заданных критериев технологичности.

Главным вопросом оптимизации технологических процессов при создании «Системы анализа ТКИ» является разработка математических моделей различных технологических объектов и их информационное обеспечение.

Источником данных является ЭМ изделия, выполненный в САД-системе. Математические зависимости между параметрами КЭ и типовых правил в базе знаний для соответствующего КЭ получены в ходе исследования технологических рекомендаций производственного предприятия. Кроме того, анализ параметров КЭ на данном этапе выполняется без непосредственного учёта структуры изделия. Соответственно, точность метода ограничена, в зависимости от действительных технологических рекомендаций, применяемых на конкретном предприятии. Полученные результаты являются промежуточными и уточняются при дальнейшем исследовании ЭМ изделия и построении информационной модели.

Алгоритм исследования параметров, выбора состава КЭ и анализа ТКИ включает следующие основные этапы:

- определение значащих КЭ в изделии;
- качественный анализ выбранных КЭ;
- классификация технологических объектов по типу КЭ и выбор необходимых объектов ТС для возможного метода изготовления;
- комплексный анализ технологичности изделия и корректировка состава объектов ПС;
- анализ взаимного расположения различных КЭ и согласование взаимных методов изготовления нескольких КЭ.

На этапе качественной оценке изделия первым шагом является выбор имеющихся рекомендаций в базе знаний по ключевому параметру, а именно по типу анализируемой детали. Далее происходит предварительный анализ выбранного типа заготовки для изготовления изделия в целом. Третьим шагом в алгоритме является пошаговое сравнение геометрических параметров конструктивных элементов, входящих в состав детали. Таким образом, для комплексного анализа конструкции изделия на технологичность необходимо определить состав параметров всех объектов производственной среды.

## **Использование оптоволоконной техники в система силового электропитания**

Горлов А.В., Комаров С.А.  
РКК «Энергия», г. Королёв

Целью данной работы является создание устройства передачи управляющих сигналов и энергии по оптоволоконному каналу в системах электропитания и управления нагрузкой в условиях сильных электромагнитных помех на борту КА.

На первом этапе разработки был проведён поиск и анализ компонентов волоконно-оптических сетей, пригодных для использования на борту КА. Были изучены внешние воздействующие факторы (радиационное излучение, электромагнитные помехи, тепловой режим) на борту КА на примере пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ПТК НП).

Вторым этапом разработки стал выбор нескольких вариантов помехозащищённых схем с отдельным питанием для драйверов ключевых элементов (полевых транзисторов), схем с питанием драйверов ключевых элементов от силовой шины питания и схем с передачей энергии по оптоволоконному тракту с дальнейшим преобразованием оптического излучения в электрическую энергию для непосредственного управления ключевыми элементами (полевыми транзисторами).

Была предложена функциональная схема системы управления и электропитания электродвигателей для системы мягкой посадки ПТДУ ПТК НП.

Результатом проведённых работ является выработка концепции применения оптоволоконных компонентов в системах электропитания с учётом требований, предъявляемых к элементам и устройствам на борту КА, а так же разработка принципиальных схем, узлов и циклограмм работы системы электропитания двигателей ПТДУ.

## **Методы сшивки перекрывающихся полос спутниковых изображений на начальной стадии обработки**

Гусев В.Ю.  
МАИ, г. Москва

При съёмке космическими аппаратами такого типа, как Ресурс ДК, изображение местности записывается набором отдельных ПЗС матриц, расположенных рядом друг с другом в шахматном порядке в два ряда. Расположены матрицы таким образом, чтобы обеспечить неразрывное фиксирование изображения и обеспечить возможность сопоставления по общим участкам для объединения в одно изображение. Таким



образом, задача сшивки матриц в единое изображение является очень востребованной. Трудности данной задачи заключаются в том, что изображениям могут соответствовать разная частота записи строк, соответствующие матрицы могут иметь погрешности в точности их позиционирования в фокальной плоскости, а движение спутника может накладывать свой отпечаток. Простое совмещение в данном случае не подходит. Целью доклада является предложение оригинальных методов решения данной задачи, обеспечивающих высокую точность.

В докладе предлагаются методы сшивки вертикальных полос изображений, имеющих общие перекрывающиеся участки. Методы основаны на поиске связующих точек и определении параметров заданного преобразования матриц пикселей итерационным методом Гаусса-Ньютона. В качестве преобразований рассматривается модель смещения и поворота и проективное преобразование. Методы ориентированы на работу с изображениями больших размеров, занимающих несколько гигабайт и имеющих небольшие области перекрытий, к примеру, до 12 пикселей, как в Ресурс ДК. Также предлагаются способы повышения точности поиска точек и методы их браковки. Производится сравнение подходов с разными моделями преобразования.

### **Способ уменьшения разрядности вычислений при цифровой обработке сигнала**

Галашин М.Е., Лисовская Т.В., Дадашев М.С., Гринин Д.П.,  
Курашина А.Е., Юдин В.Н.  
МАИ, г. Москва

При цифровой обработке радиосигнала задействуется большой объем вычислительных ресурсов. Это связано с необходимостью обеспечения необходимого динамического диапазона. Так, для обеспечения динамического диапазона 80дБ, необходимо иметь 16 бит входные данные, что приводит к большим затратам вычислительных ресурсов при выделении полезной информации.

Логарифмирование сигнала до цифровой обработки существенно уменьшает объем необходимых вычислительных ресурсов. Динамический диапазон при этом сохраняется.

Алгоритм логарифмирования радиосигнала, заключается в следующем:

- логарифмируется значения модуля напряжения сигнала, знак напряжения сигнала учитывается после определения логарифма;
- величина логарифма складывается из базового кода (старшие разряды) и интерполяционного кода (младшие разряды),

- базовый код - это номер разряда первой (лидирующей) единицы исходного значения напряжения, (например, для  $n = 15$  разрядного исходного числа под базовый код требуется  $b = 4$  разряда),
- интерполяционный код - это  $m$  бит исходного значения напряжения, следующие сразу за лидирующей единицей,
- младшие разряды логарифма линейно аппроксимируют логарифм на интервале от  $2^i$  до  $2^{i+1}$ ,  $i = 1 \div n$ ;
- при понижении напряжения в 2 раза, двоичное число сдвигается вправо с добавлением нулей в старшие разряды, и соответствующее значение логарифма становится меньше на 6,02 дБ;

Максимальная ошибка логарифмирования при использовании линейной аппроксимации на интервале удвоения числа составляет 0,52 дБ.

Логарифмирование приводит к нелинейным искажениям сигнала и может повлиять на результаты цифровой обработки. Проведенное моделирование показало, что логарифмирование напряжения радиосигнала после преобразований частоты и фильтрации не приводит к потерям по отношению к обработке радиосигнала с полной разрядностью.

Оценки проводились для согласованной фильтрации фазокодомодулированного (ФКМ) сигнала, как одного из наиболее затратных с точки зрения вычислительных ресурсов.

### **Рекуперативный транзисторный преобразователь частоты для систем электроснабжения ЛА**

Данилина А.Н.  
МАИ, г. Москва

В большинстве случаев качество напряжения первичной сети не удовлетворяет требованиям, предъявляемым к напряжению питания электронных устройств. Для обеспечения требуемого качества переменного напряжения при наличии сети переменного тока в состав систем электроснабжения включаются преобразователи частоты. Наиболее полно авиационным системам удовлетворяют преобразователи со звеном постоянного тока, где преобразование напряжения происходит в два этапа: на первом из переменного напряжения сети с помощью звена постоянного тока получаем постоянное напряжение; на втором постоянным напряжением запитан инвертор, на выходе которого получается переменное напряжение заданного качества.

Работа с нагрузками разного типа, изменение величин нагрузок или же изменение числа подключаемых нагрузок приводит к обмену энергией между первичной сетью и нагрузкой, а также между сетью и

внутренними элементами преобразователя частоты. Также возможно возникновение перенапряжений на выходе звена постоянного тока, неустойчивой работы системы «звено постоянного тока – инвертор». Традиционно в случае наличия потока энергии в звено постоянного тока преобразователя, особенно если нагрузка двигательная, избыток энергии рассеивается на резистивных элементах. Такой подход приводит к повышенному тепловыделению устройства, а, следовательно, к снижению КПД и надежности. Установка дополнительного охлаждения приведет к повышению массогабаритных показателей, требования к которым, как известно, достаточно высоки для электрооборудования летательных аппаратов. Таким образом, целесообразно найти способы, обеспечивающие возвращение избыточной энергии от нагрузки или внутренних элементов преобразователя в сеть, что, вероятно, повысило бы эффективность преобразователей частоты.

Рассмотрена структурная схема преобразователя частоты с блоком рекуперации. Описана работа блока определения фазы рекуперации. Определить, когда нужно возвращать энергию, можно отслеживая участки разрывного тока дросселя входного фильтра. Для этого необходимо перед входным фильтром установить датчик тока. Для организации возвращения отрицательного тока в сеть параллельно диодам установлены ключи. В момент, когда ток приближается к нулю, сигнал с датчика тока поступает на блок обработки (БОС), который выдает сигнал о необходимости возврата тока. Определена математическая формула этого сигнала. Необходимо также предусмотреть возможность отключения рекуперативного режима. Для этого в структуре предусмотрен блок формирования разрешающего импульса. Рекуперация энергии в сеть происходит при поступлении на вход БОС логического сигнала высокого уровня. Проведенное компьютерное моделирование подтвердило работоспособность предложенной структуры.

### **Безопасность виртуальной инфраструктуры**

Деменев А.А.

МАИ, г. Москва

Цель данной работы является демонстрация использования технологии виртуализации в вычислительных системах с целью повышения их безопасности. Консолидация сервера – это основная причина, по которой используется виртуализация.[1]

При внедрении виртуализации можно столкнуться рядом проблем:

- Надежность виртуальных систем.
- Безопасность виртуальных систем.

В списке объектов, нуждающихся в защите, появляется также платформа виртуализации. Кроме того, технологии виртуализации сами по себе являются средством для создания новых видов угроз, как, например, руткит Blue Pill.

С одной стороны, виртуальные системы в контексте безопасности ничем не отличаются от физических систем. Необходимо централизованно следить за обновлениями программного обеспечения и применять специализированное ПО для защиты виртуальных систем в рамках несколько иной стратегии, чем в реальной инфраструктуре.

В основе внутренних угроз безопасности лежит простая переносимость виртуальных систем на другие физические платформы.

При использовании виртуальных машин в пределах одной инфраструктуры необходима точно такая же их защита, как и при использовании физических. Также необходимо внимательно контролировать развертывание виртуальных машин на серверах компании, и своевременно изолировать скомпрометированные машины. Для критически важных машин в пределах серверов виртуализации необходимо использовать системы обнаружения или предотвращения вторжений (Intrusion Detection/Prevention Systems, IDS/IPS). Следует использовать шифрование содержимого дисков виртуальных машин и применять к ним различные политики безопасности[2].

Большое количество уязвимостей, найденных за последнее время в платформах виртуализации, говорит о том, что внимание хакеров к виртуальным системам в дальнейшем будет только расти. Поэтому, безусловно, необходимо тщательно следить за обновлениями платформ, точно так же, как и за обновлениями операционных систем.

Список использованной литературы:

Технологии аппаратной виртуализации  
<http://www.ixbt.com/cm/virtualization-h.shtml>.

Безопасность и виртуализация серверов. Алан Сугано. «Windows IT Pro», № 01, 2009.

### **Оценивание качества формирования РЛИ широкополосной РЛС по результатам стендовых измерений**

Нуждин В.М., Харламов А.Н., Егоров В.В.

МАИ, г. Москва

Широкополосные радиолокаторы весьма успешно справляются с задачами не только обнаружения и определения координат целей, но и формирования высокоинформативных РЛИ сложных объектов на фоне подстилающей поверхности, в условиях сильных мешающих отражений. При использовании современной элементной базы в обзорных РЛС можно на расстояниях до десятков километров получить изображение

местности с разрешением менее 1 м и динамическим диапазоном 50...60 дБ. Требование высокого разрешения и большого динамического диапазона неизбежно сталкивается с необходимостью повышения энергетического потенциала системы и, как следствие, использования сложных зондирующих сигналов с внутримпульсной угловой модуляцией – обычно ЛЧМ.

Обеспечение столь высоких показателей предъявляет исключительно высокие требования к аналоговым узлам приемо-передающего тракта. Создание линейных по отношению к комплексной огибающей широкополосных каскадов с большим динамическим диапазоном и малыми фазовыми шумами является сложной технической проблемой. Часто требования не выполняются или при недостаточной проработке модели системы являются чрезмерно завышенными. В итоге, не достигаются желаемые показатели, а стоимость разработки становится неоправданно высокой. Следует также отметить необходимость для поддержания высокого качества РЛИ постоянного оперативного контроля параметров системы во время эксплуатации.

Цель исследований состояла в оценке влияния аппаратных искажений и шумов на качество формирования первичного РЛИ при ЛЧМ зондировании, в обосновании требований к аналоговым узлам радиолокатора и разработке достаточно простой инженерной методики контроля параметров системы с использованием минимального набора стандартных измерительных приборов.

Исследования проводились на базе макета сверх коротко импульсного широкополосного радиолокатора (СКИРЛ) обзора земной поверхности, разработанного на кафедре 407 МАИ. Проведенные полунатурное моделирование, стендовые и полевые испытания позволили выявить критические узлы системы (модулятор, квадратурный демодулятор и АЦП), которые затем подверглись глубокой модернизации.

В докладе дан анализ влияния аппаратных искажений на качество формирования РЛИ. Результаты работы наглядно иллюстрируются примерами двумерных изображений объектов на фоне земной и водной поверхности и их сечениями.

### **Нейросетевое моделирование управляемых динамических систем: полуэмпирический подход**

Егорчев М.В., Козлов Д.С., Тюменцев Ю.В.

МАИ, г. Москва

Объекты авиационной и ракетно-космической техники обладают высоким уровнем сложности, многомерностью, нелинейностью и нестационарностью. Свойства моделируемого объекта в процессе функционирования могут изменяться, например, вследствие

повреждений в его конструкции. В этом случае модель объекта, сформированная ранее на основе его номинального состояния, становится неадекватной. Если эта модель используется, например, в системе управления объектом, возникает критическая ситуация. В связи с этим актуальным является поиск для управляемых систем средств моделирования, обладающих адаптивностью, обеспечивающих требуемый уровень точности и быстродействия, допускающих использование в реальном времени в составе бортовых комплексов.

Предлагаемый подход сочетает теоретические знания о моделируемой системе с методами улучшения теоретической модели путем структурных преобразований и обучения для нее. Теоретические знания представляются в виде дифференциальных уравнений. Методы улучшения модели основываются на аппарате искусственных нейронных сетей. Объединение этих двух подходов приводит к получению динамических структурированных моделей нейросетевого типа (НС-моделей), в архитектуре которых существенным образом учитываются имеющиеся знания об объекте моделирования. Традиционные НС-модели имеют чисто эмпирический характер, они основываются только на экспериментальных данных о поведении системы и не включают в себя никаких элементов, непосредственно отражающих теоретическое знание об объекте. Предлагаемые в данной работе НС-модели являются полуэмпирическими, отражающие как теоретические знания, так экспериментальные данные об объекте. Получение таких моделей состоит из следующих этапов:

- формирование теоретической модели, сбор доступных экспериментальных данных о поведении рассматриваемого объекта;
- оценка точности теоретической модели на доступных данных;
- преобразование исходной системы с непрерывным временем в систему с дискретным временем;
- формирование НС-представления для системы с дискретным временем;
- обучение нейросетевой модели;
- оценка точности обученной НС-модели;
- корректировка НС-модели внесением в нее структурных изменений.

Работоспособность и эффективность предлагаемого подхода подтверждается результатами компьютерных экспериментов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проекту № 14.740.11.0997 в рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы».

## Нейросетевая идентификация центров рассеяния радиолокационных изображений в информационно-телекоммуникационных системах

Ефимов Е.Н., Шевгунов Т.Я.

МАИ, г. Москва

Для решения различных прикладных технических задач, в том числе в информационно-телекоммуникационных системах и радиолокации, в последние годы все шире применяются методы нейросетевой обработки информации. Теория нейронных сетей – концепция построения универсальных адаптируемых структур – играет одну из ведущих ролей в методах обработки сигналов, основанных на принципах искусственного интеллекта.

С целью выявления радиолокационных целей и оценки их технических параметров, в традиционной концепции вторичной обработки предполагается анализ радиолокационного изображения. Описание радиолокационной цели может быть выполнено при помощи модели, представляющей объект совокупностью блестящих точек.

Двухслойная нейронная сеть, построенная на основе РБФ-нейронов в скрытом слое и линейных нейронов в выходном слое, является наиболее эффективной структурой для идентификации такой модели. С использованием свойств радиальных базисных функций оказывается возможным использование одного нейрона РБФ типа для представления каждого из рассеивателей радиолокационного изображения. Обученная сеть может быть использована не только для аппроксимации изображения с заданной точностью, но и для последующего извлечения параметров из элементов РБФ-нейронов, что позволяет решить задачу параметрической идентификации.

Принцип адаптивных элементов, объединенных в сигнальных граф посредством двунаправленных связей, реализован в разработанном авторами программном обеспечении (ПО) «*NeuralLib for SageMath*», являющимся специализированной библиотекой на объектно-ориентированном языке *Python* для компьютерной программной системы численной и символьной математики *Sage*. Обучение нейронной сети проводится по методу «обучение с учителем» с использованием методов обучения первого порядка для минимизации среднеквадратической ошибки.

Данная работа содержит экспериментальную часть, в которой приведены результаты численного моделирования работы нейросетевого алгоритма в присутствии аддитивного гауссовского шума. Моделирование выполнено с применением разработанного ПО. В результате были получены характеристики, описывающие процесс подстройки параметров сети с течением эпох обучения. Также были

получены характеристики точности определения центров и эффективной ширины центров рассеяния в зависимости от отношения сигнал/шум.

### **Универсальный блок управления массивом запоминающих устройств наземного отладочного комплекса**

Кордовер К.А., Жданов А.А., Данилов А.М.

МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается универсальный блок управления массивом запоминающих устройств, который входит в состав разрабатываемого наземного отладочного комплекса (НОК), предназначенного для моделирования в реальном времени цифровых устройств, реализованных на базе ПЛИС.

В состав устройств, моделируемых с помощью НОК, в качестве основных составляющих входят запоминающие устройства, имеющие различные интерфейсы и организацию. На наземном отладочном комплексе установлены запоминающие устройства, которые имеют фиксированную структуру и параметры и не могут быть переконфигурированы или заменены. Поэтому предлагается использовать средства, эмулирующие работу микросхем памяти, входящих в состав моделируемого устройства. С этой целью разрабатывается универсальный блок управления массивом запоминающих устройств НОК, обеспечивающий:

1. Приём данных и управляющих сигналов от моделируемого средства НОК устройства, чтение данных из массива запоминающих устройств НОК, преобразование данных в требуемую форму, запись данных в массив запоминающих устройств НОК, выдачу данных на входы моделируемого устройства.

2. Возможность непосредственного чтения (записи) данных из (в) массива запоминающих устройств НОК.

3. Проверку наличия и целостности запоминающих устройств, установленных на НОК.

4. Выбор различных режимов организации хранения данных в массиве запоминающих устройств НОК.

5. Возможность работы с переменным числом микросхем памяти, входящих в состав массива запоминающих устройств НОК.

6. Возможность работы с микросхемами памяти типа MRAM и SRAM.

Блок управления массивом запоминающих устройств наземного отладочного комплекса функционирует на частоте, позволяющей избежать задержек моделирования, связанных с преобразованием читаемых и записываемых данных.



## **Проектирование космических аппаратов на основе технологии Plug and Play**

Жданов П.А., Коровин В.А., Кременецкий А.Н.  
МАИ, г. Москва

Технология Plug and Play может быть применена в космической отрасли. Её использование позволяет создать аппаратную и программную базу для реализации последующих миссий, провести тестирование системы, не имея в наличии приборов полезной нагрузки, а следовательно, ускорить процесс разработки космических аппаратов и снизить затраты при реализации аналогичных проектов.

Технология Space Plug and Play Avionics (SPA) стандартизирована. Соответствующие документы содержат требования к возможностям ключевых элементов системы, описывают физический и логический протоколы, особенности сетевого взаимодействия, систему питания, синхронизации и тестирования.

Все компоненты системы объединяются в сеть. Основными являются следующие элементы: служба регистрации, менеджеры подсетей, менеджер локальной сети, конечные узлы (устройства полезной нагрузки). Устройства полезной нагрузки могут быть подключены посредством интерфейсов USB, SpaceWire, I2C. При использовании традиционных, не совместимых со стандартом SPA, устройств применяются специальные преобразователи интерфейса (ASIM).

Основными этапами работы системы, построенной на основе технологии SPA, являются:

- обнаружение устройств полезной нагрузки;
- регистрация обнаруженных устройств;
- поиск необходимых источников информации среди зарегистрированных устройств;
- подписка на взаимодействие с выбранным источником данных;
- обмен данными и командами.

В процессе функционирования осуществляется синхронизация и контроль состояния всех компонентов системы.

В настоящее время во многих странах мира активно развивается направление по созданию космических спутников на основе технологии SPA.

На каф. 304 МАИ ведётся проектирование космического аппарата с полезной нагрузкой на борту на основе технологии Space Plug and Play Avionics (SPA). Основная задача данной системы – сбор информации о параметрах околоземного пространства.

## **Разработка адаптивной системы управления антенны радиолокационной станции**

Иванченко А.Я.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Целью данной работы является создание адаптивной системы управления антенной радиолокационной станции. Чаще всего для решения задачи управления применяются классические пропорционально-интегрально-дифференциальные регуляторы, которые имеют ряд таких недостатков как: высокая чувствительность к возмущениям входного сигнала, необходимость ручной настройки параметров регулятора и, в связи с этим, необходимость частой перенастройки регуляторов, невозможность обеспечения оптимальных характеристик регулятора для процессов с нелинейностями или изменяющимися с течением времени параметрами. Кроме того, совершенствование отдельных узлов и элементов систем управления, не всегда благоприятно сказывается на качестве технической установки в целом, так как обуславливается ограничениями, накладываемыми характеристиками этих элементов системы, и свойствами самой системы.

Начальным этапом разработки являлся расчёт математической модели антенны РЛС. После изучения имеющихся способов задания математической модели, для данного объекта управления был выбран способ, основанный на уравнении  $n$ -го порядка (на уравнениях Лагранжа второго рода).

Далее, с помощью пакета MatLab было найдено уравнение положения равновесия для антенны радиолокатора. Также в MatLab были проанализированы исходные характеристики системы, и было выявлено, что при отсутствии управления данная система является не устойчивой. При включении в систему ПИД - регулятора, удалось добиться устойчивости системы, однако добиться необходимого быстродействия системы не удалось.

Был выявлен ряд недостатков классических ПИД – регуляторов. В данном проекте предлагается построить нечёткий регулятор, функций которого будет автоматическая подстройка параметров усиления классического ПИД регулятора в зависимости от изменяющихся условий. Кроме того, нечёткий регулятор сможет обеспечить помехозащищённость, что важно для антенн РЛС, так как помехи могут стать причиной получения неточного сигнала. Разрабатываемый регулятор должен обеспечить оптимальное управление антенной радиолокатора.

Результатом выполненной работы является система управления антенной РЛС на базе ПИД регулятора, позволяющая обеспечить

высокую точность наведения антенны радиолокационной станции на цель. Данная система сможет обеспечить высокую максимальную скорость поворота антенны (высокое быстродействие системы), а перерегулирование будет осуществляться автоматически за счёт самонастройки системы, т.е. фактически не будет занимать времени.

### **Перспективы разработки и применения оптоэлектронных датчиков для системы электропитания летательного аппарата**

Пашаев А.М., Тагиев Б.Г., Искендеров И.А., Гусейнов В.С.

НАА, г. Баку, Азербайджан

В данной работе проводится анализ особенностей системы электропитания летательного аппарата, и рассматриваются возможности разработки оптико-электронных датчиков, позволяющих повысить эффективность и устойчивость системы питания. При этом предлагаются схемы с применением оптоэлектронных датчиков, обеспечивающие более плавное регулирование напряжений питания и защиту по перенапряжению, также по перегрузкам.

Для решения поставленной задачи был проведен тщательный анализ структуры систем электропитания различных типов летательных аппаратов, ограничений и недостатков, присущих к некоторым типовым узлам этих систем. Рассмотрены возможности разработки и применения оптоэлектронных датчиков для этих узлов. А именно, было выяснено, что применение оптоэлектронного датчика в блоке регулирования напряжения генератора переменного тока обеспечить более плавную регулировку и большую стабильность выходного напряжения этого генератора. Так же проведенный анализ структуры, схемы и принципа действия статических инверторов современных самолетов показал, что применение оптоэлектронных приборов и устройств, в схеме инвертора может обеспечивать более надежную и устойчивую работу. При этом можно организовать внутренний узел защиты инвертора от аварийных случаев, возникающих при переключении, перепаде напряжения и нагрузочного тока в цепи потребителя.

Выяснено, что особое значение имеет разработка и применение оптоэлектронных датчиков для схем защиты по напряжению и по току. Известно, что автоматы защиты, применяемые на борту летательных аппаратов, имеют ряд особенностей, обусловленные их назначением и эксплуатационными свойствами. Однако применение автоматов в некоторых узлах, например, в цепи защиты генератора в ряде случаев прилипание контактов может привести к нежелательным последствиям. Чтобы устранить этот недостаток иногда используют дополнительный выключатель, или же элемент защиты, например плавкий предохранитель. Использование оптоэлектронного датчика в цепи

защиты позволяет устранить такие недостатки, присущие имеющимся системам защиты.

В результате проведенных исследований была разработана структурная схема системы электропитания и схема защитного устройства с применением оптоэлектронных датчиков, заменяющегося автомат защиты.

### **Имитационное моделирование в производстве авиационных, ракетных и космических систем**

Кабанов А.А.  
МАИ, г. Москва

Объектом исследования в данной работе являются производственные процессы предприятий авиационной и ракетно-космической отрасли. Указанные процессы рассматриваются с позиций инженерной и организационной деятельности, системный анализ которых ориентирован на широкое использование и внедрение информационных технологий, в настоящее время успешно применяющихся при производстве целого ряда товаров гражданского назначения, а также на зарубежных предприятиях авиационного и ракетно-космического профиля.

Основное внимание в работе уделяется технологии имитационного моделирования, а именно: дискретно-событийному моделированию, характерного для систем массового обслуживания. Кроме того в работе используются методологии процессного подхода, сетевого моделирования и проектного управления.

Цель работы – разработка методов и алгоритмов решения производственных задач аэрокосмических предприятий с применением программных средств имитационного моделирования, а также их адаптация к особенностям типов производств.

В ходе работы решаются следующие задачи:

- формализация предметной области;
- подготовка данных, проверка их достаточности и корректности;
- формирование предварительной модели производственной системы;
- построение имитационной модели «как есть»;
- имитационное моделирование модели «как есть»;
- анализ, выдача рекомендаций;
- построение имитационной модели «как должно быть»;
- имитационное моделирование модели «как должно быть»;
- отработка на модели сценариев «что, если...»;
- разработка руководящих документов на основе поставленных экспериментов.

В результате работы предложена методология имитационного моделирования производственных процессов.

Результаты работы сопровождаются примерами моделирования производственных процессов изготовления конкретных узлов ракетно-космической техники.

### **Совмещение ИК изображений с изображениями видимого диапазона в задачах идентификации подвижных наземных целей с борта БЛА**

Казбеков Б.В.

МАИ, г. Москва

В настоящее время в задачах дистанционного зондирования, наблюдения и контроля за окружающей средой всё большее внимание уделяется использованию инфракрасных (ИК) приборов (тепловизоров) и ИК (тепловизионных) каналов в составе многоспектральной аппаратуры.

Применение ИК техники позволяет решить проблему «ночного видения», навигации в сложных метеоусловиях, обнаружения скрытых объектов, выявить особенности внутренней структуры объектов наблюдения, включая возможные дефекты, и т.д. Это объясняется тем, что ИК техника обладает рядом достоинств и присущих только ей возможностей, таких как обнаружение и распознавание удаленных теплоизлучающих объектов независимо от уровня естественной освещенности и, в определенной степени, от состояния метеорологической обстановки, включая естественные и техногенные помехи (дымку, туман, дым, дождь, снег, пыль и т.п.).

При решении задачи идентификации подвижных наземных целей по анализу видеопотока, получаемым с борта БЛА, возникает проблема ложного определения объекта. Поэтому, при нахождении подвижного объекта в видеопотоке, необходимо максимизировать вероятность правильного обнаружения объекта, при минимальной частоте ложных тревог. При этом необходимо с высокой точностью выделить сигнал от объекта наблюдения и отсеять шум, присутствующий в видеопотоке. Повысить вероятность обнаружения возможно путем совместного анализа изображений полученных в видимом и ИК диапазонах.

В работе рассмотрен метод анализа видеоизображения, состоящий из следующих этапов:

Первый этап – первичная обработка видеоизображения, выделение отдельных кадров.

Второй этап – покадровый анализ, позволяющий определить наличие подвижных объектов на изображении.

Третий этап – анализ соответствующих ИК изображений.

Четвертый этап – совместный анализ полученных результатов обработки ИК изображений и видеопотока.

Данный метод позволяет повысить надежность работы алгоритма обнаружения подвижных наземных целей по анализу видеопотока, получаемым с борта БЛА.

### **Коэффициент передачи LC-фильтра с учётом паразитных параметров компонентов и элементов монтажа печатной платы бортовой аппаратуры космического аппарата**

Калимулин И.Ф.  
ТУСУР, г. Томск

Для проверки надёжности функционирования космических аппаратов (КА) выполняются комплексные испытания, в частности, на электромагнитную совместимость (ЭМС). По стандартам MIL-STD-461F и AIAA S-121-2009 рекомендуются проводить испытания от 10 кГц до 40 ГГц. В указанном диапазоне частот возможно непредвиденное изменение характеристик пассивных цепей из-за паразитных параметров (ПП) электронных компонентов.

Цель работы – анализ коэффициента передачи LC-фильтра с учётом ПП компонентов и элементов монтажа печатной платы в частотном диапазоне до 10 ГГц.

В работе рассматривается LC-фильтр, который подключен к малошумящему усилителю интегральной схемы с входным сопротивлением 50 Ом. Фильтр состоит из компонентов для поверхностного монтажа: конденсатор K10-79-100B-2,4пФ±0,25пФ-МПО и индуктивность LQG18HN4N7S00 4,7±0,3% нГн. Центральная частота входного полезного сигнала 1588 МГц.

Моделирование коэффициента передачи фильтра выполняется в Altium Designer. Сопротивление генератора и нагрузки 50 Ом. Эквивалентная схема индуктивности с учётом ПП: последовательно включенные  $L$  и  $R$ , и параллельно им  $C$ . Значения ПП вычислены по данным из технической документации. Эквивалентная схема конденсатора с учётом ПП: последовательно включенные  $L$ ,  $R$ ,  $C$ . Значения ПП приняты для аналогов по номиналу и типоразмеру корпуса. Элементы монтажа учтены как ёмкость контактных площадок, рассчитанных в системе TALGAT.

При моделировании рассматривались 4 варианта: 1 – для идеальных элементов; 2 – только с учётом ПП; 3 – только с учётом монтажа; 4 – с учётом ПП и монтажа. На основе данных моделирования для каждого из вариантов вычислены полосы пропускания: вариант 1 – 1198-1777 МГц; вариант 2 – 1-1564 МГц; вариант 3 – 1284-1654 МГц; вариант 4 – 1-

1492 МГц. Видно, что для вариантов 2 и 4, из-за влияния ПП, полезный сигнал на частоте 1588 МГц не попадает в полосу пропускания фильтра.

Таким образом, при разработке принципиальной схемы необходимо выполнять схемотехническое моделирование для выявления влияния паразитных параметров на работу схемы.

Работа выполнена в порядке реализации постановления №218 Правительства РФ от 09.04.2010 г. «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства», и договора №13.G25.31.0017 от 07.09.2010 между ОАО «ИСС» им. акад. М.Ф. Решетнева» и Минобрнауки РФ.

### **Макет бортового программного средства обработки метеоизображений<sup>1</sup>**

Метлицкая Д.В., Канадин В.Н.  
ГосНИИАС, г. Москва

Программное средство (ПС) обработки метеоизображения используется на борту воздушного судна (ВС) в рамках комплексной системы наблюдения для выделения информации о положении и движении облаков. Данная информация необходима для работы бортовых алгоритмов разрешения конфликтных ситуаций – функции обнаружения и разрешения опасных сближений и функции динамической ремаршрутизации.

На борт ВС по линиям связи или с бортового метеолокатора периодически поступает графическая метеоинформация в виде карт облачности на заданной высоте. Предварительная обработка карт облачности позволяет получить информацию о метеообластях в числовом формате, более подходящем для дальнейшего использования в бортовых алгоритмах. Представленное в докладе ПС обработки метеоизображений, преобразует полученное изображение в числовую информацию в виде координат вершин выпуклых многоугольников, описывающих каждую метеообласть на карте облачности. После обработки двух и более последовательно идущих изображений происходит определение направлений движения и скоростей метеообластей.

На вход ПС подается изображение облачности некоторой местности и координаты вершин изображения, однозначно определяющие данную местность. Полученное изображение попиксельно преобразуется в матрицу целых чисел от 0 до 6, которая определяет местоположения и степени опасности метеообластей. Задается порог опасности метеообласти (степень опасности, начиная с которой область считается

опасной для воздушного судна) и максимальный допустимый процент изменения площади многоугольника при сокращении количества его вершин.

Алгоритм обработки метеоизображения состоит из двух этапов. На первом этапе проводится обработка отдельного изображения: определение выпуклых многоугольников, описывающих метеообласти; вычисление площади и сокращение числа вершин многоугольников. На втором этапе проводится «межкадровая» обработка информации: определение совпадения описывающих многоугольников на последовательных кадрах; определение новых многоугольников, появившихся в окружающем ВП; вычисление величины и направления скорости движения метеообластей.

В основе ПС лежит предположение о том, что метеообласти не могут двигаться быстрее заранее заданной скорости, а близко расположенные и небольшие по площади области объединяются в одну. Данные допущения позволяют однозначно определить скорость и направление движения метеообластей по координатам их центров на двух последовательно заданных картах, а также выявить вновь образовавшиеся области.

<sup>1</sup>Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 11-08-00841-а)

## **О спектральном методе оценки электромагнитных помех генерируемых импульсными преобразователями напряжения**

Каржаев А.С., Горяшин Н.Н.

СибГАУ, г. Красноярск

Целью данной работы являлось создание методики оценки спектрального состава сигналов силовой цепи импульсного преобразователя напряжения (ПН) с переключением при нулевых значениях тока в сравнении с классическим ПН с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ).

Одной из проблем использования импульсных преобразователей напряжения в системах электропитания различного назначения является то, что такие устройства генерируют электромагнитные помехи (ЭМП) в широком спектре, что создает дополнительные проблемы при электропитании чувствительных к электромагнитному излучению электронных устройств. Класс ПН использующий резонансные режимы работы ключевого элемента (КЭ) [1] имеет лучшие показатели с точки зрения генерации ЭМП, однако на настоящий момент нет единого подхода к оценке ЭМП для данного класса устройств. В настоящей работе предлагается ввести сравнительный способ оценки ЭМП генерируемой работой КЭ для ПН с резонансным режимом, где за



эталон наилучшей формы сигнала в цепи КЭ с точки зрения ЭМП принимается сигнал прямоугольной формы. Таким образом, анализ ЭМП предлагается проводить путем сравнения гармонических составляющих сигналов в цепи КЭ с резонансным режимом с аналогичными в режиме ШИМ с «жестким» переключением КЭ при прочих равных условиях включая элементы выходного фильтра.

Предложенный способ заключается во введении относительного коэффициента, показывающего разницу между амплитудами соответствующих гармоник сигналов ШИМ и резонансных режимов при прочих равных условиях в логарифмическом масштабе, с некоторым калибровочным коэффициентом, в нашем случае равным амплитуде соответствующей гармоники сигнала ШИМ, вводимым в целях уменьшения влияния гармоник, значения которых крайне малы, ввиду чего логарифм их отношения является очень большим, а реальный вклад этих гармоник в ЭМП малым.

Библиографический список:

Hsiu, L. Characterization and Comparison of Noise Generation for Quasi-Resonant and Pulsedwidth-Modulated Converters, / M. Goldman, R. Carlsten, F. Witulski, W. Kerwin, // IEEE Trans. Power Electron., Vol. 9, No.4, pp 425-432, July 1994.

### **Метод сжатия телеизмерений с использованием бинарного арифметического кодирования**

Карпенко Д.С., Максимов И.А., Иванов В.В.  
ИСС, г. Железногорск, Красноярский край

В процессе эксплуатации изделий ракетно-космической техники неизбежно возникают задачи контроля состояния систем и оборудования, контроля расхода ресурсов, мониторинга окружающих условий, проведения экспериментов и др., требующие выполнения телеизмерений. Многообразие измерений, ограничения связи и другие причины приводят к вопросу сжатия измерительных данных перед передачей, в то время как сами методы сжатия довольно сложны и требовательны к ресурсам техники. Все это, совместно с различием специфики задач сжатия данных и проведения измерений влечет за собой неполное использование технологий сжатия данных в измерительных системах и/или усложнение измерительного оборудования.

Таким образом, актуальным является создание универсального метода сжатия для измерительных данных, отвечающего набору требований: эффективности сжатия, низкой ресурсоемкости и высокой скорости работы, простоте использования и реализуемости на большинстве

платформ, универсальности алгоритма для сжатия параметров различной природы.

В данной работе мы представляем метод сжатия измерительных данных без потерь, разработанный в соответствии с перечисленными требованиями. Технология заключается в комплексном использовании: контекстной модели данных для хранения коэффициентов расчета ожидаемых значений и алгоритмов сжатия, целочисленной реализации метода бинарного арифметического кодирования, синхронной инверсии интервалов метода при вычислении вероятностей для отрицательных приращений и «мнимого скользящего окна» для адаптации метода к изменениям поведения параметров.

Представленный вариант сжатия является результатом постепенного усовершенствования алгоритмов бортового программного обеспечения аппаратуры контроля внешней среды (АКВС), установленной на КА системы ГЛОНАСС. Потребителями информации АКВС также являются НИИ ЯФ МГУ, НГУ, НИИ КП. Для данных о поглощенной дозе, потоках заряженных частиц, температурах, напряженности электрического поля, помехах в цепях питания и других измерений АКВС его использование обеспечивает сжатие без потерь в среднем ~10 раз от исходного размера.

Характеристики метода делают целесообразным его применение при хранении архивов измерительных данных, в задачах наземного мониторинга, при обмене измерительными данными в распределенных сетях и т.п.

### **Алгоритмы определения рациональных параметров конструкции звеньев при численном моделировании динамического отклика механических систем с электронным управлением**

Касумов Е.В.

КВЗ, г. Казань

Одной из основных задач проектировочного расчета является поиск рациональных конструктивных параметров будущей конструкции. Исходя из строения расчетных комплексов по методу конечных элементов разрабатываются и систематизируются методы поиска рациональных конструктивных параметров применительно к задачам динамики конструкции. Рассматриваются расчеты с применением разработанных алгоритмов на примере моделирования несущей системы вертолета.

При описании расчетных методов учитывается, что особенностью современных механических систем является применение к конструкции звеньев композиционных материалов. Кинематические характеристики определяются гибкостью такого звена.

Моделирование заданного режима полета с одновременным силовым анализом и анализом изменения деформаций гибких звеньев осуществляется как решение совместной задачи определения аэродинамической нагрузки, реализации уравнения закона управления электронной системы стабилизации и управления, а так же задачи динамики движения механической системы.

Решение задачи динамики движения проводится с применением метода разложения по собственным формам. Метод позволяет реализовать моделирование кинематики механизма с учетом податливости его звеньев. В данном случае требуется предварительное решение задачи на собственные значения при различных вариантах граничных условий для податливых звеньев.

Определение аэродинамической нагрузки проводится с помощью метода вихрей.

В результате подобного совместного решения конструктор имеет возможность оценить закон изменения нагрузок в звеньях механизма и закон изменения деформаций податливых звеньев. Полученные расчетные данные возможно дополнить математическими моделями расчета напряженно-деформированного состояния податливого звена для заданного типа граничных условий при условиях нагружения, соответствующих виду статических стендовых испытаний.

На основе полученных данных решается задача автоматизированного распределения материала и углов армирования слоев композиционного материала. При этом конструктор имеет возможность получить наиболее сглаженное поле интенсивностей напряжений и повысить усталостные характеристики будущей конструкции.

### **Коллимационные дисплеи отображения воздушной обстановки на комплексных тренажерах ВС на основе LED технологий**

Пашаев А.М., Джафарзаде Р.М., Искендеров И.А., Керимов С.М.  
НАА, г. Баку, Азербайджан

Данная работа посвящена анализу технических возможностей внедрения LED технологий в визуальных системах тренажеров ВС, обеспечив тем самым более высокое качество изображения.

Хотя современный этап развития компьютерных систем позволяет генерировать визуальные эффекты наиболее приближенные к реальной воздушной обстановке, но ввиду применения во всех этих разработках проекторов возникают определенные проблемы, а именно:

Постоянная необходимость в синхронизации яркости, цветовой гаммы, точной сводки каналов

Недостаточная контрастность и низкое разрешение изображения

Взаимное влияние каналов – наличие так называемых «сшивок» - ярких вертикальных полос на границах между каналами

Короткий срок службы ламп проекторов

По сравнению с традиционными проекторными системами, предлагаемая система имеет следующие основные преимущества:

Улучшение качества изображения. Типичная яркость традиционного коллимационного дисплея находится примерно в пределах 200 кд/м<sup>2</sup>. С помощью предлагаемых модулей 1 мм x 1 мм, даже если интенсивность белого для них составляет 400 мкд, яркость светодиодного экрана составит 400 кд/м<sup>2</sup>, т.е. предлагаемый дисплей в два раза ярче. Кроме того, светодиодные панели обладают лучшими параметрами контрастности, насыщенной цветовой гаммой и высоким разрешением.

Меньшие расходы по техническому обслуживанию и ремонту. В случае применения светодиодных дисплеев отпадет необходимость в настройке яркости, контрастности и цветовой идентичности между различными проекторами, компенсации взаимного влияния каналов. Таким образом, расходы на техническое обслуживание предлагаемой системы будут существенно ниже, чем в традиционных проекторных системах. Срок службы ламп, используемых в большинстве проекторов составляет лишь несколько тысяч часов, в то время как срок службы предлагаемых светодиодных модулей, как правило, от 50.000 до 100.000 часов.

Применение LED дисплеев предлагает инновационный подход к разработке и коммерциализации коллимационных систем визуализации. Система характеризуется внедрением сферического экрана, построенного на основе трехцветных светодиодных модулей поверхностного монтажа. Эти модули позволят заменить сложную конструкцию из нескольких проекторов и сферических экранов, используемых в настоящее время в традиционных тренажерах, сохраняя при этом эффект коллимации, добиться существенного улучшения в производительности изображения, высокой контрастности и яркости, повышения эффективности и сокращения общей стоимости.

### **Реализация системы автоматического визуального контроля операции сверления печатных плат многономенклатурного производства**

Кириченко О.Н., Можаров В.А.  
МАИ, г. Москва

В условиях многономенклатурного производства печатных плат (ПП) остро стоит проблема контроля результатов той или иной операции, т.к. это напрямую влияет на конечную стоимость продукции. Зачастую, на существующих производствах авиакосмической техники, заготовки ПП

после операции сверления проверяются вручную «на просвет». И если были просверлены не все отверстия или часть отверстий было забито отходами сверления, то это выяснится только когда заготовка пройдёт несколько других технологических операций, и в результате она будет забракована.

С целью общей экономии времени и уменьшения брака после операции сверления, была разработана система автоматического визуального контроля отсверленных заготовок. Для этого были разработаны программная и конструктивная части, а также проведены исследования по выбору оптимальных значений разрешения сканирования в зависимости от наименьшего диаметра просверливаемых отверстий, с целью уменьшить время межоперационного контроля без потери его качества.

Для реализации программной части была выбрана мультиплатформенная среда Python 2.7. Программа позволяет через стандартный интерфейс для сканеров TWAIN получать изображение отсверленной заготовки, загружать оригинальный файл сверловки в формате DXF, совмещать эталон с контролируемой сверловкой и далее:

Выявлять непросверленные отверстия (полное отсутствие);

Выявлять забитые стружкой отверстия;

Выявлять несовпадения диаметров отверстий;

Выявлять рассовмещение отверстий относительно эталона.

С конструктивной точки зрения система реализована на обычном сканере, с разрешением сканирования до 1200 dpi. Так же, для первичной привязки платы разработан кондуктор, позволяющий устанавливать на сканер заготовки заранее определенным образом.

Результатом выполненной работы является работающая система автоматического визуального контроля операции сверления ПП с рекомендациями по выбору оптимального разрешения сканирования для уменьшения времени контроля без потери его качества.

### **Разработка алгоритмов диагностики состояния в целях повышения отказоустойчивости бортовой системы управления космическим аппаратом**

Заведеев А.И., Ковалёв А.Ю.

МАИ, г. Москва

При разработке отказоустойчивых бортовых систем управления (БСУ) космическими аппаратами (КА) необходимо осуществлять непрерывный контроль и диагностирование состояния в целях реконфигурации системы и её адаптации к изменяющимся условиям. Решению этой проблемы посвящены научные исследования, проводимые на кафедре «Системы автоматического и

интеллектуального управления» МАИ совместно с ФГУП МОКБ «Марс».

Отсутствие постоянной радиосвязи с наземным комплексом управления и невозможность проведения ремонтных работ в условиях полета требуют разработки способов оперативной оценки состояния КА и ликвидации отказов на борту. Контроль состояния подсистем осуществляется на борту аппаратными, алгоритмическими и программными средствами. При разработке алгоритмов контроля выявляется список критических отказов, строятся диаграммы состояния, временные циклограммы режимов управления, моделируются типовые отказы, по которым определяется структура программного обеспечения (ПО). По факту и виду отказа производят реконфигурацию системы для восстановления её работоспособности (введение структурного или функционального резерва).

Разработаны и реализованы различные алгоритмы восстановления работоспособности, обеспечивающие функционирование КА при отказах и повышающие коэффициент готовности КА [Л]. Поскольку разработка алгоритмов общей системы контроля достаточно трудоемка и прогноз возможных комбинаций отказов сложен, то в целях адаптации БСУ должны быть предусмотрены резервы для загрузки дополнительного ПО. Итоговым показателем качества системы контроля и диагностики является эффективность функционирования КА.

Разработанные алгоритмы диагностики были использованы в системе контроля ориентации панели солнечной батареи для КА «Электро-Л», спроектированного на базе УКП «Навигатор», а также в составе ПО БСУ связного КА «Экспресс-МД1» и КА научного назначения серии «Спектр-Р».

Литература:

Заведеев А.И., Ковалев А.Ю. Построение бортовой системы управления космического аппарата повышенной надежности на базе принципа реконфигурации с применением адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. №11. С. 67-70.

### **Математическое моделирование космического радиолокатора с синтезированной апертурой на базе АФАР как сложной системы**

Козлов И.П.<sup>1</sup>, Лепёхина Т.А.<sup>2</sup>, Николаев В.И.<sup>2</sup>, Сиганьков В.И.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ЦНИИмаш, г. Королёв; <sup>2</sup>НПЦ «СПУРТ», г. Москва

Целью данной работы являлось математическое моделирование космического радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) высокого разрешения с крупногабаритной активной антенной решёткой

(АФАР). Моделирование проводилось на основе теории сложных систем. В качестве системного критерия для объектно-ориентированной математической модели выбраны характеристики функции отклика на одиночную точечную цель. Особое внимание было уделено влиянию геометрической формы и размеров АФАР на характеристики сечения функции отклика РСА на одиночную точечную цель по дальности. Для предварительной оценки этого эффекта построена математическая модель АФАР как элемента тракта передачи и приёма сигнала. В этой модели АФАР описывается импульсной характеристикой, зависящей от угловых координат снимаемой цели при заданной форме апертуры антенны. В качестве критериев качества функции отклика предложены амплитуда главного максимума функции отклика, ширина сечения по дальности её главного лепестка на уровне  $-3$  дБ и ширина сечения по дальности, определяемая по среднеквадратичному разбросу задержек в окрестности главного лепестка. Приведены зависимости данных характеристик от углов нацеливания для прямоугольной АФАР, имеющей длину 6 м, при зондирующем сигнале с частотой фазовой манипуляции 375 МГц. Показана целесообразность использования этих же критериев и при измерении диаграмм направленности антенны.

Предложен измерительный стенд для проверки РСА и его подсистем (в том числе АФАР) на соответствие системному критерию. Стенд включает в себя устройство имитации и регистрации сигналов, содержащее генератор сигналов произвольной формы (ГСПФ), АЦП (цифровой осциллограф) и переносчики частот. С помощью ГСПФ и векторного генератора сигналов формировался испытательный сигнал, модулированный М-последовательностью с тактовой частотой 375 МГц, идентичный зондирующему сигналу РСА.

Для отработки методик проверки РСА и его подсистем проведена проверка приёмо-передающего модуля (ППМ) АФАР. Сформированный испытательный сигнал подавался на вход ППМ, а сигнал с выхода ППМ записывался на цифровой осциллограф непосредственно на несущей частоте. С помощью тестового программного обеспечения выполнялась цифровая демодуляция, сжатие записанного сигнала и получение функции отклика для её дальнейшего анализа по системному критерию.

Таким образом, показана целесообразность проверки космического РСА высокого разрешения и его подсистем, в особенности крупногабаритной АФАР, по широкополосному сигналу с последующим анализом результатов на соответствие системному критерию. Предложены аппаратно-программные средства и методики испытаний.

## **Многофункциональная бортовая АФАР с цифровым диаграммообразованием**

Кондратьева С.Г., Овчинникова Е.В., Шмачилин П.А., Гиголо А.И.  
МАИ, г. Москва

Современное развитие радиоэлектронных систем выдвигает ряд требований к ФАР: широкополосная и диапазонная работа, возможность совмещенной работы, широкоугольное неискаженное сканирование луча. Пространственное размещение элементов имеет ряд преимуществ по сравнению с плоскостным и поверхностным.

Одним из основных преимуществ можно считать увеличение шага излучателей в решетке особенно это требуется для АФАР миллиметрового диапазона волн. Эти же проблемы относятся и к совмещенным ФАР. Для решения задачи размещения элементов фидерного тракта и систем управления лучом можно предложить пространственные антенные системы. Предварительные оценки характеристик направленности таких структур показывают возможность снижения УБЛ при увеличении шага в решетке. Одним из частных случаев антенной системы с пространственным размещением элементов можно считать кольцевую концентрическую антенную решетку при формировании луча в плоскости решетки, а также различные ее модификации. Такая структура по своим характеристикам подходит для практической реализации в бортовой РЛС с широкоугольным сканированием.

Для выполнения тактических задач бортовая РЛС должна осуществлять круговой обзор пространства в азимутальной плоскости, а также обеспечивать сканирование в секторе от 0 до 30° в угломестной плоскости. Эти требования могут быть выполнены оптимальным выбором схемы построения АР. В антеннах с пространственным размещением элементов можно увеличить шаг излучателей в решетке без появления дифракционных максимумов до трех длин волн. Однако, в случае необходимости получения очень низкого УБЛ (ниже -20 дБ), шаг нельзя увеличивать больше длины волны. В антеннах с широкоугольным сканированием целесообразно применять азимутально-симметричную структуру размещения элементов. Поэтому оптимизация схемы размещения сводится только к выбору радиусов колец и углового шага излучателей. Синтез пространственного размещения элементов и амплитудного распределения позволяет снизить уровень бокового и обратного излучения примерно до -25 дБ при шаге элементов 0,5 длины волны.

Простейший способ реализации широкоугольного сканирования в азимутальной плоскости с незначительным изменением пеленгационной



характеристики – применение антенной решетки с круглым или квадратным раскрывом.

Таким образом, разработаны математические и электродинамические модели антенной решетки с широкоугольным сканированием в горизонтальной плоскости. Показана возможность получения требуемых характеристик направленности при наличии амплитудных и фазовых ошибок.

### **Оптимизация вывода текстовой информации с системой поиска в программных системах**

Кормакова В.В.

МАИ, г. Москва

В докладе рассмотрен пример разработки программного интерфейса дружественного пользователю на основе анализа данных, получаемых путем непосредственного опроса пользователей. Целью данной оптимизации было сокращение времени потраченного на отыскание необходимого результата и получение пользователем быстрого и наглядного отклика на свои изменения в системе, производимые при конфигурировании комплекса.

В результате работы программных систем конечно-элементного анализа количество выводимой информации огромно, при этом вся эта информация имеется в текстовом виде, как правило, единым блоком, что явно неудобно.

Подразделение на логически связанные части осуществляется в программном коде, в зависимости от условий конфигурирования комплекса. Конфигурирование осуществляется непосредственно самим пользователем в зависимости от требующейся при решении конкретной задачи информации. Для вывода информации использовалось статическое меню с небольшим набором основных подразделов. При оптимизации вывода была установлена взаимосвязь между тем, что пользователем выбран при конфигурировании и тем, что он получил в текстовом результате. Это является главной задачей обеспечения дружелюбного пользовательского интерфейса.

Дополнительно было сформировано динамическое меню, в котором отображаются лишь те элементы, что были выбраны пользователем при конфигурировании комплекса.

### **Обработка изображений в ОЭС обзора воздушного пространства**

Артемьев В.М., Наумов А.О., Кохан Л.Л.

ИПФ НАН Беларуси, г. Минск

Пассивные оптико-электронные системы (ОЭС) кругового обзора видимого и инфракрасного диапазонов находят применение в наземных

комплексах наблюдения и управления движением воздушных объектов. Однако обработка данных и принятие решений в таких системах во многом возложена оператора. Для уменьшения влияния человеческого фактора и возможности принятия решений более высокого иерархического уровня требуется перенести однотипные повторяющиеся действия на автоматику. В данной работе рассматриваются алгоритмы позволяющие автоматизировать обработку изображений, получаемых на выходе ОЭС.

Алгоритм обработки изображений состоит из двух этапов: внутрикадровой и межкадровой обработок. Внутрикадровая обработка включает фильтрацию, обнаружение, кластеризацию и селекцию. Сопровождение и классификация объектов являются составными частями межкадровой обработки. На первом этапе исходное изображение обрабатывается пространственным фильтром [1]. Полученное изображение поступает на этап локального обнаружения [2, 3]. На выходе порогового устройства получатся бинарное изображение, соответствующее обнаруженным сигналам [4]. По геометрическим и яркостным признакам производится кластеризация пикселей, принадлежащих одному объекту. На следующем этапе осуществляется селекция [5] с целью выделения кластеров, соответствующих воздушным объектам. Параметры отсеleetированных кластеров выдаются на блоки сопровождения и классификации. На этапе межкадровой обработки в блоке сопровождения строятся траектории движущихся объектов. Для их классификации используются геометрические признаки изображений и их контуры.

Литература:

Артемьев В.М., Наумов А.О., Кохан Л.Л. Синтез фильтров подавления фона на цифровых изображениях в оптико-электронных системах // Информатика. – 2012. – № 3. – С. 5–15.

Артемьев В.М., Наумов А.О., Кохан Л.Л. Максимально правдоподобное обнаружение изображений объектов в двухканальных оптико-электронных системах // ЦОС, № 1, 2010. – С. 14–17.

Артемьев В.М., Наумов А.О., Кохан Л.Л. Обнаружение точечных объектов на изображениях в условиях неопределенности // Информатика. – 2010. – № 2. – С. 15–24.

Артемьев В.М., Наумов А.О., Кохан Л.Л. Обнаружение объектов конечных размеров на изображениях в условиях неопределенности // Информатика. – 2010. – № 4. – С. 5–14.

Артемьев В.М., Наумов А.О., Кохан Л.Л. Кластеризация и селекция изображений воздушных объектов в обзорных оптико-электронных системах / В.М. Артемьев, А.О. Наумов, Л.Л. Кохан // Информатика. – 2012. – № 1(33). – С. 18–26.

**Поляризатор для систем спутниковой связи  
с поляризационным уплотнением**  
Корчемкин Ю.Б., Кочетков О.С.  
Радиофизика, г. Москва

Целью данной работы являлось создание поляризатора, работающего в широкой полосе частот С-диапазона с поляризационным уплотнением.

В современных системах спутниковой связи используются спутники, например «Ямал-200», «Express AM3» и другие, с поляризационным уплотнением в С-диапазоне. Антенны земных станций таких систем должны иметь уровень кроссполяризационной развязки волн круговой поляризации не менее 30 дБ. Поляризаторы этих антенн должны обеспечивать не только 90-градусный дифференциальный фазовый сдвиг с отклонением не более 2-3 градусов, но и отсутствие высших типов волн, появление которых приводит к ухудшению поляризационных характеристик.

Подобные поляризаторы на круглых волноводах с тонкой диэлектрической пластиной имеют наибольшую широкополосность при диаметре волновода 59-60 мм. При этом в верхнем диапазоне кроме основной волны  $H_{11}$  в поляризаторе могут распространяться высшие типы волн:  $E_{01}$ ,  $H_{21}$  и  $E_{11}$ . Если поляризатор и другие элементы облучателя симметричны относительно двух ортогональных плоскостей, проходящих через ось облучателя, то волны  $E_{01}$  и  $H_{21}$  в нем не возбуждаются. Чтобы в круглом волноводе не распространялась волна  $E_{11}$  его диаметр необходимо уменьшить, например до 54 мм (критическая частота для волны  $E_{11}$  при этом равна 6,78 ГГц). Однако в отрезке волновода, содержащем диэлектрическую пластину, возбуждение волны  $E_{11}$  возможно. Для уменьшения уровня возбуждения волны высшего типа  $E_{11}$  применяется специальная пилообразная форма согласующих концов пластины: расположение вершин зубьев примерно соответствует расположению максимумов напряженности электрического поля волны  $E_{11}$  в поперечном сечении волновода.

Для достижения наибольшей широкополосности при рассматриваемом диаметре волновода 54 мм в стенках волновода выполнены два глубоких диаметрально противоположных паза, служащих также для фиксации пластины в волноводе.

Проведены расчет модели поляризатора с помощью программы решения уравнений Максвелла методом сеток и измерение поляризатора, изготовленного на основе модели.

Результатом выполненной работы является разработка модели макета поляризатора, удовлетворяющая требованиям к антеннам земных станций систем спутниковой связи.

## **Формулировка и решение задачи оценки пропускной способности аэродромного узла в игровой постановке**

Кудрявцев Н.С.  
ВУНЦ ВВС, г. Воронеж

Целью данной работы была оценка пропускной способности системы организации воздушного движения при внедрении современных технологий управления интервалами взлета и посадки воздушных судов. Предлагаемый методический подход сформулирован в игровой постановке, в котором выдвигаются противоречивые требования к функционированию аэродромного узла. С одной стороны целью его функционирования является реализация своих потенциальных возможностей, с другой стороны, целью является сокращение количества задержек воздушных судов, возникающих при обслуживании воздушных судов.

Первым этапом работы являлся анализ возможностей существующей на сегодняшний день системы организации воздушного движения, основанную на действующих стандартах ИКАО по минимально допустимым интервалам продольного эшелонирования, при которых обеспечивается допустимый уровень безопасности. За счет внедрения современных технологий управления взлетом и посадкой воздушных судов ошибки диспетчера по формированию интервалов сводятся к минимуму, поэтому реализуемая практически пропускная способность аэродромного узла остается зависимой в основном только от состава трафика. Построенная на этом этапе работы имитационная модель формирования трафика воздушных судов позволила оценить стационарные вероятности появления в нем различных пар воздушных судов, позволяющие оценить его среднюю интенсивность. Приведенный таким образом к однородному по составу трафик воздушных судов использовался для дальнейших исследований.

Вторым этапом работы разработки являлась формулировка и реализация в виде программного комплекса игровой методики анализа пропускной способности аэродромного узла при различном составе трафика. Аэродромный узел представлен совокупностью систем массового обслуживания, имеющих ограниченное количество каналов и длину очереди. Управление системами осуществляет диспетчер. Вторым участником является генератор. Цели функционирования генератора и диспетчера противоположны.

Результатом выполненной работы стали обоснованные теоретически рекомендации по повышению пропускной способности аэродромного узла при внедрении современных технологий управления интервалами взлета и посадки воздушных судов.

## Дифракция на двумерных цилиндрических телах различной формы

Гиголо А.И., Кузнецов Г.Ю.

МАИ, г. Москва

В работе рассмотрено решение задачи рассеяния на протяженных цилиндрических металлических телах различного сечения. Результатом решения задачи является определение пространственно-временных выборок рассеянного телами электромагнитного поля, которые, в свою очередь, могут использоваться при восстановлении геометрических и электрофизических параметров в обратных задачах электродинамики, например, в таких приложениях как подповерхностная радиолокация, а также для определения эффективной площади рассеяния (ЭПР) объектов.

Задача рассеяния может быть решена аналитически только для ограниченного числа объектов правильной формы, таких как бесконечно протяженный металлический или диэлектрический цилиндр круглого сечения, сфера [1]. Для тел произвольной формы строгого аналитического решения не существует. В работе представлены результаты численного решения прямой задачи численным методом конечных разностей во временной области (КРВО) (в англоязычном варианте Finite-Difference Time-Domain Method – FDTD) [2,3]. Для двумерного случая метод КРВО реализован в программе «Максвелл +» [4].

Тестирование программы проведено для случая рассеяния на двумерном металлическом цилиндре круглого сечения, относительная погрешность вычислений составила порядка 0,19%. Сравнение аналитического и численного решения методом КРВО показало, что данный метод может быть использован для расчета полей рассеяния протяженных цилиндров произвольного сечения. Ряд численных экспериментов, проведенных с цилиндрами различного сечения (квадратного, треугольного, шестиугольного), при их различной ориентации относительно направления падающей волны и электрических размеров ( $0,5 < L/\lambda < 5$ , где  $L$  – поперечный размер цилиндра,  $\lambda$  – длина волны), позволил сделать выводы относительно некоторых закономерностей, возникающих при рассеянии. Так, например, направление главного максимума рассеяния в указанном диапазоне длин волн совпадает с направлением падения плоской волны (прямое рассеяние) и составляет порядка 3-7 дБ. Если грань цилиндра, сечение которого представляет собой многоугольник (треугольник или квадрат), расположена перпендикулярно направлению падения волны, возникает существенное обратное рассеяние: для цилиндра квадратного сечения – порядка 5 дБ с и соизмеримое с прямым рассеянием для цилиндра треугольного сечения – 4 дБ. В случае, когда волна падает на

угол цилиндра, обратное рассеяние ослабевает и достигает своего минимума (порядка -20 дБ), при этом появляются рассеяния в направлении смежных углов – для цилиндра квадратного сечения порядка 2 дБ в направлении перпендикулярном направлению падения волны и порядка 1 дБ под углом 60 градусов к направлению падения волны для цилиндра треугольного сечения.

Также с помощью программы «Максвелл +» был проведен расчет рассеянного поля от многослойного цилиндра, что позволило промоделировать покрытие металлического цилиндра поглощающими слоями для уменьшения ЭПР.

Данная работа была выполнена в рамках гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых – кандидатов наук (МК – 3384.2012.8).

Литература:

1. Никольский В.В., Никольская Т.И. Электродинамика и распространение радиоволн. Учебное пособие. – М.: Наука, 1989. – 544 с.
2. Tavlov A., Hagness S. C. Computational Electrodynamics: The Finite-Difference Time-Domain Method. – Boston, London, Artech House, 2000.
3. Гринев А.Ю. Численные методы решения прикладных задач электродинамики. Учебное пособие. – М.: Радиотехника, 2012. – 336с.
4. Гринев А.Ю., Гиголо А.И. Численное моделирование распространения электромагнитных волн в однородных средах. Учебное пособие. – М.: Вузовская книга, 2012 г. – 84 с.

### **Динамика электрических машин с учетом сил магнитного притяжения** Кутаков М.Н. МАИ, г. Москва

Механические колебания в электрических машинах специфичны вследствие наличия переменного магнитного поля. В случае возникновения неравномерности воздушного зазора между ротором и статором, вследствие статического или динамического эксцентриситета ротора, электромагнитное поле вызывает одностороннюю радиальную силу, приложенную к центру ротора и направленную в сторону наименьшего воздушного зазора. Эта сила получила название – одностороннее магнитное притяжение (unbalanced magnetic pull - UMP).

В настоящее время проблема учета UMP в анализе роторных систем, а так же оценка влияния электромагнитных сил на роторную динамику электромашин представляет собой достаточно сложную задачу. Для решения этой задачи существуют методики учета UMP, основанные на

различных математических моделях, описывающих электромеханические взаимодействия в электромашинах.

В докладе представлена методика моделирования и анализа роторных систем с учетом УМР в линейной и нелинейной постановке, основанная на аналитических методах расчета магнитных сил. Этой методикой могут воспользоваться организации, проектирующие и производящие электродвигатели и генераторы.

Для исследования воздействия УМР на роторные системы была использована модель гидрогенератора. Проведен стационарный динамический анализ системы, получены частоты и формы собственных колебаний, критические частоты вращения, а так же амплитудно-частотные характеристики системы. Из полученных результатов видно, что УМР уменьшает критические частоты вращения.

Проведен нестационарный анализ, в котором моделируется разгон ротора при различных дисбалансных нагрузках, с использованием линейной и нелинейной модели УМР, получены временные сигналы. На основании сравнения СКЗ амплитудно-временных характеристик системы с линейным и нелинейным УМР сделан вывод, что разработанная методика и программный модуль позволяет осуществлять учет нелинейной зависимости УМР от эксцентриситета. Следует отметить, что эта нелинейность проявляется при выборке более 40% воздушного зазора между ротором и статором, т.е. при больших эксцентриситетах ротора.

Методика, алгоритм и программный модуль реализованы в программной системе DYNAMICS R4, используемой многими двигателестроительными компаниями России.

### **Супер-конденсаторы в системе авиационного бортового электрифицированного комплекса в качестве элементов корректирования динамики работы электроприводов и как промежуточные накопители рекуперированной электрической энергии**

Лашин В.Ю.

МГТУ ГА, г. Москва

Применением супер-конденсаторов мы добиваемся сглаживания пиковых токов, более оптимальных динамических параметров системы электропривода, обеспечения большего быстродействия, а также возможности рекуперации электрической энергии в сеть в авиационных бортовых комплексах.

Работа по экспериментальному исследованию электромеханической системы состоит в нахождении в конкретном случае целесообразности с точки зрения потерь в силовых элементах, обеспечивающих

параллельную работу накопителей энергии аккумуляторов и суперконденсаторов и в развитии теории расчета и проектирования систем управления регуляторами и преобразователями применительно к бортовым электроприводам.

Экспериментальное исследование системы следящего электропривода закрылков, управляющих устройств, разработка алгоритмов управления с разнесением во времени заряда-разряда накопителей относительно друг друга и посредством изменения частоты и скважности управляющих сигналов – основная задача оптимизации структуры авиационного бортового электрифицированного комплекса.

### **Моделирование применения БЛА и комплексная задача выделения образов в данных наблюдения с применением технологий искусственного интеллекта**

Лебедев И.И.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание автоматизированной системы, основная функция которой заключается в моделировании применения группы беспилотных летательных аппаратов различного назначения, а также решение задачи распознавания образов, полученных от сенсоров на борту БЛА.

Моделирование применения БЛА позволяет наиболее эффективно эксплуатировать несколько беспилотных летательных аппаратов различного типа. В основе автоматизированной системы лежит многоагентный подход к программированию систем искусственного интеллекта. Данный метод позволяет оптимизировать не только реализацию полетного задания, но также автоматизированное взаимодействие нескольких БЛА, выбор параметров облика БЛА в целях выполнения конкретной миссии. Частично возможна отработка алгоритмов работы бортового программного обеспечения.

Вторая часть исследования посвящена распознаванию образов цели на основе данных, поступающих от оптических и ИК-камер, а также радиолокационного изображения.

Задача включает в себя анализ ключевых характеристик на локальных областях с целью выделения областей изображений, в которых присутствуют объекты, представляющие интерес с точки зрения выполнения полетного задания. Результат работы подробного алгоритма может также являться входной информацией для системы моделирования применения. Таким образом, при автоматическом распознавании цели и корректировке полетного задания происходит также уточнение алгоритмов движения других БЛА.



Распознаются объекты из подготовленной выборки данных, которая в свою очередь может содержать данных об одном\многих объектах и перебор (распознавание) объектов согласно приоритетам.

Результатом выполненной работы является автоматизированная многоагентная система моделирования применения БЛА, а также методики и алгоритмы выделения и распознавания целевой информации, что позволит осуществлять эксплуатацию БЛА с большей эффективностью.

### **Учёт ограничений на совместимость при структурно-параметрическом синтезе электронных узлов летательных аппаратов**

Лепёхин А.В.

МАИ, г. Москва

В большинстве случаев при использовании структурно-параметрического синтеза нельзя произвольно комбинировать разные части синтезируемого объекта, так как выбор одного из вариантов для какой-либо части объекта, во-первых, зависит от выбора предыдущих его частей, и во-вторых, накладывает ограничения на возможности выбора вариантов последующих частей. Например, при синтезе радиоэлектронных устройств летательных аппаратов выбирать отдельные их части независимо от остальных частей нельзя, поскольку они связаны взаимозависимыми требованиями на параметры сигналов. Известно, что в радиоэлектронике главной проблемой всегда считалась проблема контактов, понимаемых в прямом смысле этого слова. Применительно к синтезу можно сказать, что проблема контактов трансформируется в проблему совместимости отдельных устройств объекта, то есть возможности их контакта по входным и выходным характеристикам.

Таким образом, каждый вариант любой части объекта должен описываться тройкой: {Овх, Вар, Овых}, где Овх – список ограничений по входу (входных ограничений), указывающий, какие варианты предыдущих частей объекта не должны использоваться в сочетании с данным вариантом, Вар – описание самого варианта, Овых - список ограничений по выходу (выходных ограничений), указывающий, какие варианты последующих частей объекта не должны использоваться в сочетании с данным вариантом.

Следует заметить, что понятия ограничений по входу или по выходу имеют смысл только при рассмотрении входных и выходных параметров и характеристик однонаправленных частей объекта, у которых действительно можно указать физический вход и выход. Эти ограничения можно назвать стыковочными. Например, такими

ограничениями являются электрические значения уровней входных и выходных сигналов, необходимые для работы микросхемы.

Кроме них могут быть и другие ограничения, например, частные ограничения-свойства. Такими ограничениями могут быть, например, материал, из которого изготовлена часть объекта, и другие характеристики, применительно к которым понятия физического “входа” и “выхода” не имеют смысла.

В докладе обсуждаются стыковочные ограничения различных типов и предлагаются способы автоматизации их учёта, что позволяет существенно сократить количество возможных структур синтезируемого объекта, а так же повышает качество синтеза.

### **Расчет допустимой вероятности битовой ошибки в радиоканале связи с летательными аппаратами**

Зазулина А.Б., Лутков А.Н.

ГСКБ «Алмаз-Антей», г. Москва

При автоматическом управлении летательными аппаратами (ЛА) возникает задача передачи информации об их состоянии, режиме работы и команд на большие расстояния. Особенно важно обеспечить достаточную надежность передачи информации при минимальных затратах на создание и эксплуатацию радиоканала связи.

Современные системы связи строятся на базе цифровых технологий. Основной параметр качества цифрового радиоканала – вероятность битовой ошибки (ВБО), который является одним из исходных для проектирования. От допустимой ВБО зависит сложность реализации радиоканала, в частности, сложность алгоритмов канального кодирования. Таким образом, необходима адекватная оценка допустимой вероятности битовой ошибки.

На первом этапе расчета производится оценка допустимой вероятности передачи ошибочного сообщения. В качестве критерия оценки выбрана допустимость потери одного сообщения за время переходного процесса наиболее динамичной бортовой системы автоматического управления (САУ) из системы ЛА при идеализированном периоде дискретизации. Данный период дискретизации показывает минимальное возможное время передачи сообщения, то есть соответствует предельно-возможной скорости передачи данных в системе.

На втором этапе производится упрощенный расчет ВБО исходя из полученной допустимой вероятности ошибочного сообщения. В основе упрощения расчета ВБО заложена возможность пренебрежения слагаемыми с высокими степенями при решении уравнений для малых значений допустимой вероятности передачи ошибочного сообщения,

что позволяет значительно упростить расчет при больших размерах сообщений.

Рассмотренная методика позволяет априорно оценить допустимую вероятность битовой ошибки в цифровом радиоканале связи с системой ЛА на ранних стадиях проектирования системы автоматического управления, когда точные данные допустимых потерь сообщений неизвестны, и использовать полученную вероятность в качестве предельного исходного задания при проектировании радиоканала связи.

### **Классы точности печатных плат, современные тенденции**

Льнов И.А.

МАИ, г. Москва

Миниатюризация и повышение функциональности компонентов - одно из основных направлений развития современной электронной техники. Печатные платы также не остались в стороне от общей тенденции. Элементы ПП уменьшаются, и уплотняется их расположение. А вследствие развития автоматизированных систем проектирования, стала возможна быстрая разработка сложных конструкций, без привлечения значительных человеческих ресурсов.

Точность изготовления печатных плат зависит от комплекса технологических характеристик и с практической точки зрения определяет основные параметры элементов печатной платы. Такие характеристики как минимальная ширина проводников, минимальный зазор между элементами проводящего рисунка, минимальный диаметр переходных отверстий и т.д. как раз и подвержены постоянному уменьшению, что приводит к повышению класса точности. В связи с этим возникает множество задач, требующих решения:

Обеспечение изоляции - уровень изоляции связан с расстоянием между токопроводящими элементами. Чем оно меньше, тем абсолютные характеристики диэлектрических свойств подложки должны быть выше. Кроме того, эти же диэлектрические характеристики также связаны с влажностью окружающей среды.

Получение сверхмалых проводников. Принципиальный недостаток абсолютно всех технологий травления заключается в том, что травление идет не только в желаемом направлении (по направлению к поверхности диэлектрика), но и в не желаемом в поперечном направлении. Боковой подтрав проводников соизмерим с толщиной медной фольги. Вместо идеального профиля проводника получается грибоподобный профиль.

Много проблем возникает с размерами контактных площадок металлизированных отверстий. Погрешности травления при формировании проводников и зазоров, а также при сверловке отверстий. С увеличением диаметров отверстий абсолютная погрешность

возрастает, поэтому пояски металлизации для больших отверстий следует делать больше.

В многослойных платах существует погрешность совмещения слоев. Чем больше слоев в плате, тем больше должен быть поясок металлизации.

Выбор класса точности всегда связан с уровнем технологического оснащения производства. Попытка решить эту задачу в обратном порядке может привести к тому, что проект не будет реализован вообще.

Фактическая сложность каждой конкретной платы определяется наибольшей сложностью любого из ее элементов.

Методика оценки и принципы адаптации техпроцесса - необходимые инструменты технолога, без которых невозможно представить производство современной электроники высокого класса точности.

### **Программно-конфигурируемые сети как новый подход к управлению сетями и предоставлению дополнительных сервисов**

Мадаминов С.Р.  
МАИ, г. Москва

Целью данного исследования является новая концепция в области управления сетями. Она называется «Программно-конфигурируемые сети». Основная идея состоит в том, чтобы облегчить управление сетями путем разделения логики и физики. То есть уровень управления сетью отделяется от уровня передачи данных. Это достигается благодаря внедрению между этими уровнями сетевой операционной системы.

Данная инновация позволяет снизить порог вхождения в область управления сетями и открывает большие возможности. Теперь вместо непосредственного набора команд или задания логики напрямую - будет создаваться приложение, которое будет взаимодействовать через операционную систему. Это напоминает современные операционные системы на нынешних ЭВМ.

Стоит привести несколько примеров и положительных влияний от использования данной концепции в современных сетях:

Снижение энергопотребления в современных центрах обработки данных;

Снижение затрат для управления сетью, возможность сделать сети более гибкими;

Возможность создания дополнительных сервисов на базе текущей инфраструктуры без больших издержек

Последний пункт важен, в частности, для космической отрасли и больших телекоммуникационных сетей, где невозможно постоянное изменение инфраструктуры ввиду ее дороговизны.

Одной из первых задач, которые предстоит решить в рамках текущего исследования стоит возможность создания простых инструментов для управления сетями небольшого размера. Также рассматриваются вопросы удобных инструментов для написания приложений среднего размера для сетей, работающих в рамках данной концепции.

Одной из важных целей исследования является такой вопрос как возможность трансфера технологических решений из текущих сетей и смежных областей. А также использования подхода «облако в облаке», когда мы сегментируем сеть и рассматриваем сегменты как отдельные самостоятельные узлы.

Данная технология является достаточно новой и поэтому поле для исследований крайне широко, но на первых этапах целью стоит изучение возможности ее внедрения на базе текущей инфраструктуры телекоммуникационных сетей.

### **Моделирование усилителя мощности X-диапазона на AlGaIn/GaN**

Малахов Р.Ю.

МАИ, г. Москва

Одной из наиболее многообещающих СВЧ технологий ближайших лет является AlGaIn/GaN pHEMT. Являясь широкозонным материалом, GaN имеет высокие значения пробивных напряжений (до  $3.5 \cdot 10^4$  Вт/мм), выдерживает высокую канальную рабочую температуру (до 200-220<sup>0</sup>С) и работоспособен вплоть до мм-диапазона длин волн. Усилители мощности на GaN находят широкое применение в приложениях, требующих большую выходную мощность – системах РЭБ, метео радаров, базовых станциях связи. Использование новых полупроводниковых материалов требует изыскания новых подходов к разработке и моделированию усилителей мощности на их основе.

Разрабатываемый усилитель мощности имеет два каскада, первый из которой выполнен в виде внутренне согласованной интегральной микросхемы TGA2704. Оконечный каскад выполнен на кристалле TGF2023-10 на AlGaIn/GaN. Протяженные многоячейковые структуры мощных транзисторов на GaN имеют размеры сопоставимые с четвертью длины волны, что приводит к амплитудным и фазовым рассогласованиям входных ячеек. Напряженность электрического поля наиболее велика у краев подводящей к кристаллу линии, что приводит к неравномерному распределению амплитуд входных токов элементарных ячеек транзистора и потерям порядка 0.1-0.2 дБ выходной мощности. Неравномерность фазового распределения входного тока составила не более 7<sup>0</sup> и привела к потерям 0.3-0.5 дБ выходной мощности. Для обеспечения рабочей температуры GaN кристалла в районе 100<sup>0</sup>С СВЧ плата помещается на 250 мкм пластину из сплава CuMo. Жесткий

температурный режим выходной цепи привел к необходимости распределенного питания кристалла двумя микрополосковыми линиями с низким волновым сопротивлением, что накладывает дополнительные ограничения на защиту источника вторичного питания от гармоник стокового тока.

В модели разработанного усилителя в заданной полосе рабочих частот КСВ не превышает 1.8. Неравномерность выходной мощности составила 0.5 дБ. В нелинейном режиме работы (угол отсечки 125 градусов) коэффициент усиления в полосе рабочих частот был не менее 30 дБ в X-диапазоне. В модели было учтено влияние корпуса, коаксиально - микрополосковых переходов и потерь на излучение.

Разработана электродинамическая модель цепей согласования, питания и смещения для УМ. Разработана топологическая схема УМ на AlGaN/GaN транзисторе с номинальной выходной мощностью 40 Вт, входной мощностью 50 мВт, КПД более 50%, работающем в X-диапазоне. Проработаны вопросы отвода тепла и технологии последующего создания экспериментальных образцов рассматриваемого усилителя.

### **Оценка эффективности отбраковочных испытаний интегральных схем**

Краснов М.И., Мартынов О.А., Огурцов А.А.  
Российские космические системы, г. Москва

Надежность радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) напрямую зависит от надежности используемых при ее создании электрорадиоизделий (ЭРИ), в том числе интегральных схем (ИС). Нарушение функционирования ИС в процессе эксплуатации может привести к отказу РЭА. В связи с этим в испытательных центрах проводится входной контроль (ВК) и дополнительные испытания (ДИ) всех ИС, используемых для создания высоконадежной аппаратуры военного и космического применения.

В отечественных испытательных центрах в рамках ВК и ДИ проводятся многочисленные отбраковочные и разрушающие испытания ИС отечественного и иностранного производства (ОП, ИП), такие как контроль электрических параметров и функционирования при граничных рабочих температурах, термоциклирование, электротермотренировка, контроль влагосодержания в подкорпусном объеме, механическая прочность внешних выводов и т.д.

Авторами было замечено, что некоторые отбраковочные и разрушающие испытания имеют очень низкий процент отбраковки ИС, что можно объяснить либо конструктивным и технологическим совершенством испытываемых изделий, либо устаревшими методиками

проведения испытаний, не позволяющими выявлять механизмы отказов современных интегральных схем. В связи с этим возник вопрос об эффективности всех проводимых отбраковочных и разрушающих испытаний и возможной необходимости проведения данных испытаний по другим более современным методикам.

Авторами проведен анализ эффективности отбраковочных испытаний ИС, проводимых в ведущих отечественных испытательных центрах для комплектования аппаратуры военного и космического применения. Также в докладе авторы проводят сравнительный анализ отбраковочных и разрушающих испытаний ИС, проводимых в отечественных и зарубежных испытательных центрах.

В результате проведенного анализа авторами разработан ряд предложений по модернизации и оптимизации перечней отбраковочных и разрушающих испытаний, проводимых в отечественных испытательных центрах для комплектования аппаратуры военного и космического применения. Данные предложения позволят оптимизировать работу испытательных центров, повысить эффективность проводимых испытаний и, возможно, снизить сроки проведения испытаний.

### **Радиотехнические и сопутствующие перспективы электронных ячеек**

Мерьков А.Ю., Куркин И.И.  
МАИ, г. Москва

Актуальность. Среди множества решаемых аэрокосмических задач с использованием электронных ячеек радиотехнические аспекты могут оказаться определяющими.

В множестве современных принимающих антенн поляризация и диаграмма направленности сильно влияют на амплитуду приходящего сигнала, поэтому существуют задачи проектирования антенн, которые могли бы одинаково хорошо принимать сигнал любой поляризации и в любом направлении. Одним из возможных решений является применение электронной ячейки в качестве приемной антенны.

Варианты конструкций: сферическая, цилиндрическая и интегральная. Все конструкции должны находиться в вакууме.

Ячейка сферической конструкции наиболее подходит для решения радиотехнических задач, так как в ней можно менять направление оси колебаний электронов. Сферическая конструкция состоит из трех биметаллических колец, и 4-х постоянных магнитов. Каждое кольцо состоит из 2-х металлов, которые, если поделить кольцо на четыре сегмента, будут располагаться в шахматном порядке. Кольца скомпонованы так, что являются «каркасом» сферы.

Принцип действия. Ячейка является примером квантового осциллятора со своей резонансной частотой, следовательно в ней электрон может совершать гармонические колебания при отклонении его от положения равновесия и излучать электромагнитные волны своей резонансной частоты.

Применение: 1) в качестве приемной антенны, которая может принимать сигнал любой поляризации, с абсолютно одинаковой мощностью принимаемого сигнала по всем направлениям. 2) в качестве маломощной передающей антенны СВЧ диапазона с изменяемой амплитудой фазой, частотой и поляризацией излучения, а также изменяемой диаграммой направленности. 3) в качестве усилителя проходящего сигнала СВЧ диапазона. 4) в качестве устройства экранирования предполагается использовать конфигурацию электронных ячеек.

Перспективы. Планируются более широкие области применения ячеек и их резонансных свойств:

Комбинации ячеек для уменьшения количества энергии, которая тратится на ионизацию в ионных двигателях

Системы электронных ячеек в качестве компактной защиты от гамма излучения в ядерных реакторах.

## **Методы выбора оптимальных технологических норм производства, оценки стоимости и расчета надежности печатных плат**

Можаров В.А., Медведев А.М.

МАИ, г. Москва

Производство электронной аппаратуры неизбежно следует за развитием элементной базы в направлении увеличения интеграции, производительности и функциональности. А это значит, что все технологии создания межсоединений развиваются параллельно и теми же темпами, что и микроэлектроника, поскольку это диктуется, в первую очередь, конструкциями корпусов электронных компонентов.

Работа посвящена вопросам надежности печатных плат, стоимости производства и подбора оптимальных технологических норм при проектировании.

Минимальная площадь печатной платы (ПП) определяется площадью всех устанавливаемых на неё элементов. От количества выводов микросхем и сопутствующих элементов, а так же от конкретных схемотехнических решений, зависит количество межсоединений реализуемых на печатной подложке. Для вычисления общей длины межсоединений существует ряд эмпирических уравнений, а выведенное давным-давно инженером фирмы IBM Эдом Рентом соотношение (правило Рента), до сих пор справедливое для развивающейся



элементной базы. Отношение к площади платы суммарной длины соединений в ней называется плотностью межсоединений.

Существуют следующие пути повышения плотности межсоединений и монтажа компонентов на печатных платах: использование базового материала с высокой геометрической стабильностью; уменьшение размеров отверстий и контактных площадок; увеличение количества трасс между отверстиями за счет уменьшения ширины проводников и зазоров; отказ от сквозных отверстий в пользу глухих и слепых межслойных переходов (введение многоуровневых межсоединений); увеличение количества слоёв. Однако каждый из способов увеличения плотности межсоединений влияет на стоимость и надёжность печатных плат.

В работе проводится анализ влияния размеров элементов межсоединений, количества слоёв, типа базового материала и использования многоуровневых соединений на стоимость и надёжность печатных плат. А так же представлены алгоритмы для нахождения оптимального соотношения названных выше параметров, для обеспечения необходимого качества при минимальной стоимости.

### **Решение модифицированной задачи оптимального разворота сферически симметричного космического аппарата**

Сапунков Я.Г., Молоденков А.В.

ИПТМУ РАН, СГУ, г. Саратов

Рассматривается задача оптимального в смысле минимума энергетических затрат разворота космического аппарата (КА), как твердого тела со сферическим распределением масс, без ограничения на функцию управления в традиционной постановке. Точное аналитическое решение этой задачи при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА не найдено, известны лишь некоторые частные случаи решения задачи в классе плоских эйлеровых разворотов или в классе конических движений, когда налагаются требования на граничные условия по угловой скорости КА. Поэтому решение задачи оптимального разворота КА (твердого тела) в замкнутой форме при произвольных граничных условиях даже при ее модификации имеет не только теоретический, но и большой практический интерес, так как позволяет использовать на борту КА готовые законы программного управления и изменения оптимальной траектории. В докладе предлагается новое аналитическое решение для модифицированной постановки задачи оптимального разворота сферически симметричного КА при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА.

Решение задачи получено в классе обобщенных конических движений, векторы оптимальной угловой скорости и оптимального управления КА переменны по модулю. Представлены сравнительные численные примеры.

Следует отметить, что если в модифицированной задаче оптимального разворота КА граничные условия по угловой скорости КА положить нулевыми (разворот из положения покоя в положение покоя) или коллинеарными оси плоского эйлера вращения, то решения задач в традиционной и модифицированной постановках полностью совпадут. То же самое можно сказать и о случае, когда решение традиционной задачи оптимального разворота сферически симметричного КА (твердого тела) получено в классе конических движений типа [1]. Решение модифицированной задачи оптимального разворота можно использовать как приближенное решение задачи оптимального управления не только для тела, обладающего сферической симметрией, но и для тела с произвольным распределением масс, но близким по конфигурации к телу со сферической симметрией.

Работа поддержана РФФИ (проект № 12-01-00165).

Литература:

А.В. Молоденков, Я.Г. Сапунков Новый класс аналитических решений в задаче оптимального разворота сферически симметричного твердого тела// Известия РАН. Механика твердого тела. 2012. № 2. С.16-27.

## **Инженерная психология как зарождение подходов к проектированию пользовательских интерфейсов авиакосмического комплекса**

Моругин П.А.  
МАИ, г. Москва

Инженерная психология — это отрасль, изучающая информационное взаимодействие человека и технических устройств. Помимо прочих, она решает следующие задачи:

- рациональная организация систем типа «человек-машина»;
- исследование факторов, влияющих на эффективность, качество и надежность действий пользователей;
- целесообразное распределение функций между персоналом и техническими средствами;
- определение закономерностей проектирование и эксплуатации человеко-машинных систем и их использование.

Инженерная психология возникла в 40-х гг. 20 в. Первоначально объектом было исследование непосредственного взаимодействия

человека с предметами и орудиями труда. Были выработаны полезные рекомендации по рациональному конструированию пультов управления, шкал приборов, средств индикации. Становление инженерной психологии было обусловлено автоматизацией производства и развитием средств дистанционного контроля и управления.

С автоматизацией производства произошел переход машиноцентрического подхода, к антропоцентрическому. При распределении функций в системе «человек-машина» стали исходить из того, что человеком должно выполняться решение творческих задач. На машину же возлагается выполнение рутинных, повторяющихся операций, чтобы по требованию пользователь мог получить результаты в виде, наиболее подходящем для принятия решений.

Вчерашние художники-оформители из полиграфий, ставшие дизайнерами и инженерные психологи, ставшие юзабилити-специалистами, находятся сегодня в состоянии некоторого рода конкуренции за оформление пользовательского интерфейса, которая должна перерасти в диалог. Дизайнеры считают, что при проектировании достаточно просто знать набор оформительских техник. Инженерные психологи начинают с того, что анализируют деятельность пользователей, реальных или на модели. По результатам такого анализа определяется распределение функций между системой и человеком.

Инженерными психологами со временем был выработан ряд рекомендаций по наилучшему взаимному приспособлению машины и человека. Некоторые из психологических аспектов разработчикам следует учитывать при проектировании пользовательских интерфейсов программных продуктов. Это особенно актуально для продуктов аэрокосмической отрасли в условиях повышенных требований к надежности используемых систем.

### **Аналитическая оценка оптимальной обработки запросов в однопроцессорной базе данных**

Мью Тант

МАИ, г. Москва

В работе предложен план оптимизации по времени выполнения запроса при обращении к базе данных на основе упорядочивания конъюнкции элементарных запросов, образующих весь запрос или его часть. Приведено выражение для минимального времени выполнения запроса для упорядоченного множества элементарных запросов в соответствии с требуемой системой неравенств.

В качестве критерия оптимизации запросов обычно используют время выполнения запроса, при этом подразделяют время, затрачиваемое на работу с данными, находящимися в оперативной, буферной и внешней

памяти. Дополнительными условиями являются объем памяти, число процессоров и др., которые часто задают в виде стоимостных ограничений. В данной работе в рамках базовой постановки оптимизации мы будем считать, что база данных целиком находится в основной памяти и запрос представляет собой конъюнкцию элементарных запросов, однако, рассматриваемая постановка может быть расширена.

Время выполнения элементарного запроса зависит от метода доступа к столбцу таблицы. Мы рассмотрим два базовых метода, когда данные в столбцах не упорядочены и когда данные в столбцах упорядочены построчно. В первом случае время выполнения элементарного запроса  $\tau_i$  определяется временем проверки всех  $r$  строк  $i$ -го столбца таблицы и равно  $r \cdot \tau_i$ . Во втором случае, например, при использовании индексной организации обращений к данным, определяется временем проверки  $r$  строк и равно  $r \cdot \tau_i$ .

Литература:

Брехов О. М. Аналитическая оценка производительности многопроцессорных вычислительных систем с динамическим изменением вычисляемых процессов. - А и Т, 1995, 2, с. 141-154.

Selinger P.G., Astrahan M.M., Chamberlin D.D., Lorie R.A., Price T.G. Access Path Selection in a Relational Database Management System // Proc. ACM SIGMOD Int. Conf. Manag. Data, Boston, Mass., May 30 - June 1, 1979. New York, 1979.- С. 23-34.

### **Анализ коллаборативного распределения данных в многоагентной системе с помощью метода динамических ограничений**

Никитушкин А.М.

МАИ, г. Москва

Для контроля экологической обстановки, обнаружения малоразмерных объектов и других задач наблюдения и мониторинга все чаще применяются беспилотные ЛА (БПЛА). В соответствии с сетцентрическим принципом, который в последние два десятилетия стал наиболее важным в развитии беспилотных авиационных систем, стала необходимой децентрализация управления, передачи данных между автономными БПЛА и системами наземного базирования. Сложность организации этого процесса при условии открытости таких суперсистем, обеспечивающей гибкость, высокую адаптивную способность и высокий функциональный потенциал, приводит к применению хорошо формализованных подходов многоагентного взаимодействия. Обнаружение, сопровождение большого количества объектов с использованием нескольких БПЛА оказывается более эффективным, при использовании принципов и алгоритмов поиска и

обмена информацией, применяемых в многоагентных системах. Большой интерес представляет распределение данных в одноранговых, неиерархических МАС.

Алгоритмы распределения данных сильно различаются в зависимости от условий решаемой задачи и ограничений всей системы. Для анализа применимости того или иного алгоритма необходимо выяснить достижимо ли решение поставленной задачи при заданной конфигурации многоагентной системы и здесь может быть использован метод динамических ограничений (МДО).

Метод динамических ограничений заключается в приведении задачи распределения данных к задаче удовлетворения распределенным ограничениям с последующим поиском состояний агентов для передачи или получения данных. В этом методе происходит кооперативный поиск состояний с количественными характеристиками, позволяющими решить задачу. Так как МДО хорошо формализован, то он может быть использован при анализе решения задач в разных предметных областях. Результатом применения метода, благодаря хорошо изученным алгоритмам асинхронного поиска, всегда будет либо решенная задача, либо отсутствие решения из-за недопустимых параметров системы.

Применение МДО для анализа разрешимости задачи распределения данных в многоагентной системе позволяет избежать ошибок на ранних стадиях проектирования и впоследствии с минимальными рисками создать работоспособную, отвечающую представленным требованиям к измерениям систему БПЛА.

### **Исследование рецепторного метода проектирования каналовых поверхностей в задачах компоновки авиатехники**

Ньи Ньи Хтун, Маркин Л.В.

МАИ, г. Москва

Одной из задач повышения эффективности проектирования авиатехники является задача ее автоматизированной компоновки. В данной работе в качестве объектов компоновки рассматриваются не только сами компоуемые объекты, но и связи между ними (жгуты, каналовые поверхности). Особенностью данного исследования является то, что геометрические размеры связей соизмеримы с размерами компоуемых объектов (это называется «телесной трассировкой»), что значительно усложняет решение поставленной задачи. При этом не только должна обеспечиваться связь между размещенными объектами, но и минимальная масса этих связей, а также обеспечение заданных дифференциально-геометрических характеристик (для каналовых поверхностей).

В ходе решения поставленной задачи размещения каналových поверхностей в строго ограниченных отсеках проектируемого объекта (например, летательного аппарата), нами использовался рецепторный метод геометрического моделирования. При этом пространство разбивается на дискретные элементы - рецепторы, которые отображают состояние пространства ("0", если часть свободна и "1" - если занята). Это деление позволяет не только с легкостью выявить пересечения компонентных объектов, а определить с помощью соответствующих алгоритмов направление движения трассы, т.е. то, что в геометрии называется ее главной направляющей линией.

В докладе были представлены алгоритмы проектирования для двух основных типов каналových поверхностей: с плоскостью параллелизма и по нормальным сечениям. Геометрическая модель последнего типа более сложная, но она учитывает физику прохождения по каналам жидкости или газа.

В качестве заданных параметров для проектирования каналových поверхности были выбраны: положение уже размещенных объектов, точки входа и выхода канала, закон изменения площади сечения, размеры областей запрета до уже размещенных объектов и минимальные радиусы кривизны оси канала. Полученный алгоритм не просто размещает объекты, но и, анализируя конкретную ситуацию, "управляет" движением по направляющей линии канала от точки входа до точки выхода. При этом выбирается рациональная трасса в зависимости от желаемого параметра (длина канала, плавность и т.п.).

В докладе показаны результаты решения тестовых задач проектирования каналových поверхностей и примеры визуализации полученных решений.

## **Разработка мощного твердотельного передатчика для МБРЛС**

Обухов А.Е.

МАИ, г. Москва

Когда речь заходит о высоких мощностях, можно назвать несколько областей техники, где могут применяться мощные передатчики. Это радиосвязь, радиолокация, радионавигация, сотовые сети, медицинская техника, бытовая техника и прочее. При этом, чем выше рабочая частота, тем понятие «мощный передатчик» затрагивает всё меньшие мощности. В СВЧ технике мощными считаются передатчики с выходной мощностью порядка 1 Вт и даже 0.3 Вт. Большое значение мощные передатчики имеют в многофункциональных бортовых системах радиолокации. Применение больших мощностей особенно актуально, когда применяются отличные от ФАР (фазированная антенная решётка) решётки и антенны – ВЦАР (волноводно-щелевая

антенная решётка), рупора, зеркальные антенны. Традиционно на вертолёты ставятся ВЩАР. Поэтому на борту технического средства имеет смысл ставить передатчик с высокой выходной мощностью. К бортовой аппаратуре воздушных судов предъявляются повышенные требования к массогабаритным, энергетическим и экономическим характеристикам бортовых устройств. Массогабаритные характеристики можно улучшать, переходя при производстве передатчиков на современные твердотельные технологии и элементную базу. Энергетические характеристики можно улучшать, применяя эффективные методы моделирования и расчёта параметров, а также схем узлов передатчика. Экономические характеристики можно улучшать, применяя современные активные приборы на основе GaN или GaAs, а также путём создания многофункциональных бортовых радиолокационных станций (МБРЛС). Такие МБРЛС заменяют собой несколько приборов, которые выполняют конкретные узкоспециализированные задачи.

В работе стояла задача расчёта усилителя и проектирования передатчика с выходной мощностью 120 Вт X диапазона частот. В процессе разработки передатчика и усилителя возникает необходимость решения ряда проблем, среди которых такие, как обеспечение высоких значений токов и напряжений, заданного коэффициента полезного действия (КПД), отвода рассеиваемой мощности, предотвращения электрического пробоя выбор элементной базы, согласование тракта СВЧ, расчёт мостовой схемы. В качестве активных приборов были применены GaN НЕМТ транзисторы, отличающиеся малыми габаритами и высоким КПД. Также преимуществами GaN активных приборов являются возможность работы в широкой полосе частот и получения высокого электронного КПД. Для подвода и снятия сигнала, а также повышения КПД, были применены цепи согласования и деления мощности. Была разработана топология усилителя. Разрабатываются блоки управления и питания усилителя. Моделирование производилось при использовании программы AWR Microwave Office.

### **Использование технологии Z-wave при построении сетей передачи данных**

Овсянников Д.И.  
МАИ, г. Москва

Технология Z-wave является беспроводной радио технологией передачи данных. Имеет достаточно широкое распространение за рубежом. Протокол Z-wave был разработан для домашней автоматизации, в частности для контроля и управления электрическими приборами, светом, температурой в жилых или промышленных

помещениях. В данной технологии используются малогабаритные радиочастотные модули приемо-передатчики. Эта особенность упрощает интеграцию Z-wave модулей в аппаратуру, за которой необходимо следить и/или upravлять.

Необходимо отметить, что проблема небольшой мощности передатчиков и преград, встречающихся на пути радиосигнала (стены), решается построением, так называемой, mesh-сети. В такой сети каждый элемент является как приемопередатчиком, так и ретранслятором. В этом стандарте реализованы алгоритмы автоматической маршрутизации.

Несмотря на распространенность Z-wave устройств за рубежом, в России их продаж занимается небольшое количество коммерческих компаний, которые разрабатывают проекты по автоматизации жилых помещений. Имеют место и некоторые трудности с использованием данных устройств на территории России, связанные с используемыми радиочастотами.

Использование технологии Z-wave может быть интересной для построения сетей передачи данных в рамках промышленного производства, например для удаленного контроля за работой технологического оборудования. Z-wave устройства просты в установке и не требуют сложной настройки. Сфера применения модулей практически не ограничена и может варьироваться в зависимости от поставленных задач, что делает ее еще более перспективной.

### **Проблемы проведения функционального и параметрического контроля ПЛИС при предельных рабочих температурах**

Краснов М.И., Мартынов О.А., Огурцов А.А.

Российские космические системы, г. Москва

В настоящее время в радиоэлектронной аппаратуре активно используют программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС). Для повышения надежности радиоэлектронной аппаратуры необходимо предотвратить монтаж в аппаратуру неисправных и потенциально ненадежных ПЛИС. Функциональный и параметрический контроль ПЛИС позволяет выявить неисправности и его необходимо проводить как при нормальных условиях окружающей среды, так и при предельных рабочих температурах ПЛИС, с чем связан целый ряд проблем.

При проведении функционального и параметрического контроля ПЛИС в корпусах с большим количеством выводов в условиях граничных рабочих температур возникает проблема контактирования микросхемы с измерительной оснасткой. Данная проблема обусловлена



загрязнениями поверхности выводов ПЛИС, а также ухудшением характеристик контактирующих устройств при предельных рабочих температурах ПЛИС.

Во время проведения функционального и параметрического контроля современные ПЛИС потребляют большую мощность, из-за чего происходит нагревание корпуса ПЛИС. В процессе контроля при предельной повышенной рабочей температуре из-за нагревания корпуса ПЛИС может выйти из предельно допустимого режима работы, что приведёт к разрушению корпуса и/или к возникновению необратимого процесса деградации электрических параметров ПЛИС.

Учитывая теплоемкость и теплопроводность материала корпуса ПЛИС, достижение кристаллом требуемой температуры происходит через некоторое время, пока не наступит тепловое равновесие, т.е. пока не завершится процесс переноса тепловой энергии в системе внешняя среда–корпус ПЛИС–кристалл. Достижение температурного равновесия ПЛИС является обязательным требованием при проведении функционального и параметрического контроля ПЛИС, т.к. при малой выдержке в тех или иных температурных условиях кристалл ПЛИС не достигает своих предельных рабочих температур и, следовательно, результаты контроля являются не достоверными.

В докладе авторы предлагают решение для улучшения контактирования ПЛИС при предельных рабочих температурах, а также решения для предотвращения нагревания корпуса ПЛИС и достижение температурного равновесия ПЛИС при проведении функционального контроля.

Предложенные решения внедрены на производственной базе НЦ СЭО ОАО «Российские космические системы» и показали высокие практические результаты.

### **Зональная регуляризация идентификации параметров модели информационного комплекса самолета**

Олейник А.И.

ВШЭ, г. Москва

Целью данной работы являлась разработка метода повышения устойчивости процесса идентификации параметров математической модели авиационного комплекса (АК) для всех или большинства режимов боевого применения летательного аппарата (ЛА).

В силу некорректности решения задачи идентификации, обусловленной недостаточной точностью структуры модели, априорных данных об оцениваемых параметрах, недостоверностью описания измерительной системы и действующих возмущений, нет никаких

гарантий, что полученный вектор оценок параметров в процессе оценивания будет сходиться к истинным значениям.

Наилучшая оценка вектора параметров внутри интервала наблюдения в общем случае зависит от выбранного критерия качества  $J$ . Однако для рекуррентных алгоритмов идентификации функция  $J$  в общем случае может иметь многоэкстремальный вид или даже вырожденный минимум.

В работе предлагается способ повышения устойчивости решения задачи параметрической идентификации, основанный на регуляризации исходной задачи. Метод регуляризации базируется на добавлении к исходной минимизируемой функции  $J$  некоторой строго выпуклой функции  $g$  с некоторым весом  $b$ .

Изменение исходного функционала  $J$  обеспечивает нахождение однозначного минимума и, как следствие, устойчивую сходимость вектора оценок параметров АК при правильном выборе параметра веса  $b$ .

При разработке алгоритма идентификации, учитывалось так же, что вектор измерений содержит «цветной» шум. Задача оценивания вектора состояния АК с небелым шумом в канале измерений может быть решена на основе включения в уравнения исходной системы формирующего фильтра.

Результатом выполненной работы является разработанный и реализованный алгоритм идентификации параметров модели АК с зональным методом регуляризации, учитывающий «цветной» шум системы измерений, и обеспечивающий быстрый процесс адаптации алгоритма к реальным свойствам системы.

В работе предложен способы реализации такого алгоритма идентификации с зональным методом регуляризации, который бы имел сравнительно небольшой расход ресурса бортовой вычислительной машины и учитывал реальные характеристики шума измерений. С целью уменьшения вычислительных затрат и простоты реализации алгоритма идентификации возможно использование блочных структур при вычислении необходимых матриц соответствующих уравнений.

### **Разработка модели ошибок самолетовождения, основанного на требуемых навигационных характеристиках (RNP) <sup>1</sup>**

Орлов В.С.

ГосНИИАС, г. Москва

Комитет по будущим аэронавигационным системам (FANS) разработал концепцию «навигации, основанной на характеристиках» PBN (Performance-based Navigation). Показателем точности навигации, реализуемой при применении концепции PBN, является уровень

требуемых навигационных характеристик (RNP - Required Navigation Performance). По определению FANS, RNP представляет собой параметр, характеризующий боковые отклонения от заданной или выбранной линии пути, а также точность определения местоположения вдоль линии пути на основе соответствующего уровня удерживания.

Таким образом, в соответствии с подходом RNP при моделировании воздушного движения необходимо, чтобы реализованные траектории движения отличались от осевой линии маршрута в соответствии с показателем RNP.

Цель данной работы является разработка алгоритма формирования случайного процесса – модели ошибок самолетовождения в задаче моделирования управляемого полета потока воздушных судов в заданной структуре воздушного пространства.

В исследовательских задачах, для которых применяется моделирование воздушного движения, требуется интегрированное моделирование (статистика на больших интервалах времени, на больших объемах воздушного пространства и на большом числе воздушных судов). Поэтому требовать для такой модели исчерпывающего описания модели самолетовождения нецелесообразно.

В документах ИКАО для погрешностей, соответствующих ошибкам самолетовождения, приведена функция плотности распределения, соответствующая уровню RNP. Про динамику случайного процесса, описываемую той или иной спектральной плотностью говорится, но в очень неконкретной форме, на практике предполагающей подробное моделирование процессов измерения и выполнения полетов, что неприемлемо для такого рода моделей.

Случайные погрешности, связанные с работой контура управления полетом и действующими на него воздействиями являются достаточно высокочастотными. Спектр частот случайного процесса определяется полосой пропускания контура: соответствующие этой полосе гармоники возмущающего воздействия пропускаются, а более высокочастотные – фильтруются контуром.

В докладе предложен и обоснован алгоритм формирования ошибок самолетовождения и соответствующая ему схема модели выполнения полета.

<sup>1</sup>Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 11-08-00841-а)

## **Селекция наземных движущихся целей в РЛС с синтезированием апертуры за счет вращения фазового центра реальной антенны**

Пак. М.В., Татарский Б.Г., Ясенцев Д.А.

МАИ, г. Москва

В докладе рассматриваются особенности селекции (обнаружения) наземных движущихся целей (СНДЦ) в радиолокационной системе (РЛС) с синтезированием апертуры за счет вращения фазового центра реальной антенны. Такая реализация режима синтезирования апертуры позволяет получить высокодетальное изображение в любом требуемом секторе углов относительно продольной оси летательного аппарата.

Задача СНДЦ является одной из основных при наблюдении наземных объектов. Решение данной задачи требует применения когерентных алгоритмов СНДЦ, которые позволяют подавить сигналы от неподвижной подстилающей поверхности и обнаружить сигналы движущихся целей (ДЦ).

Для выбранной геометрии наблюдения проводится аналитическое исследование траекторного сигнала, отраженного от одиночной точечной наземной движущейся цели, и выявляются основные факторы, влияющие на параметры информационной части траекторного сигнала – его комплексную огибающую.

Приводятся результаты синтеза оптимального алгоритма обработки траекторного сигнала движущейся цели и оценивается его потенциальная эффективность путем имитационного моделирования.

Селекция (обнаружение) наземных движущихся целей (СНДЦ) является одной из основных задач, стоящих перед бортовыми радиолокационными системами (БРЛС) ударных вертолетов. В современных БРЛС данная задача решается путем использования когерентных алгоритмов СНДЦ, которые позволяют подавить сигналы от неподвижной подстилающей поверхности и обнаружить сигналы движущихся целей (ДЦ).

Формирование радиолокационного изображения, на которое наносятся отметки обнаруженных ДЦ, формируются в БРЛС ударных вертолетов в режиме картографирования реальным лучом, который не обеспечивает высокое разрешение по угловым координатам. Преодоление указанного недостатка возможно при использовании режима синтезирования апертуры, реализуемого за счет поступательного движения носителя БРЛС. Однако такая реализация режима картографирования подстилающей поверхности не позволяет получить детальное разрешение в переднем секторе относительно вектора скорости летательного аппарата.

Реализация режима синтезирования апертуры антенны за счет вращения фазового центра реальной антенны, размещенной на

законцовке лопасти несущего винта вертолета, позволяет получить высокодетальное изображение в любом требуемом секторе углов относительно продольной оси летательного аппарата.

Данная работа посвящена анализу режима СНДЦ в РЛС с синтезированием апертуры за счет вращения фазового центра реальной антенны. Приведены результаты математического моделирования, проведенного с целью оценки эффективности рассматриваемого алгоритма.

### **Применение PDM систем для организации единого информационного пространства научно-исследовательской лаборатории**

Воробьев А.Г., Пастухов И.С.  
МАИ, г. Москва

Целью проведенной работы была оптимизация потоков научно-исследовательских и производственных процессов, осуществлённая с помощью внедрения PDM системы, отвечающей специфике работы кафедры и позволившей осуществлять:

- управление хранением данных и документами;
- управление потоками работ и процессами;
- управление структурой продукта;
- автоматическую генерацию выборок и отчетов.

Важнейшим этапом после выбора, базировавшегося на принципах максимальной доступности, простоты в использовании, отказоустойчивости и гибкости настроек, и окончания аппаратно-программной стадии реализации поставленной задачи, являлась выработка методики использования выбранной PDM-системы, включающей в себя:

- настройку и использование систем авторизации создания запросов и отчётов, отвечающих требованиям безопасности и исключающих возможность принятия ложных решений;
- создание информационных шаблонов, представляющих данные о файлах и папках, как правило, составляющих электронный макет изделия;
- создание отвечающих требованиям сотрудников шаблонов поиска и классификации информации;
- возможность удалённой работы, осуществляемой с помощью интегрированного web-сервера.

Внедрение системы было осуществлено в кратчайшие сроки и позволило существенно повысить производительность труда.

## **Об опыте разработки постпроцессора для учебной системы конечно-элементного анализа**

Переверзев Е.В.  
МАИ, г. Москва

Подготовка специалистов по разработке CAD/CAM/CAE - систем невозможна без работы над реальными проектами. В процессе подготовки специалист должен познакомиться с данным классом систем, получить навыки работы в них и, главное, навыки разработки подобных систем.

Существующие системы конечно-элементного анализа не подходят для обучения. Коммерческие продукты имеют закрытый исходный код, немногочисленные свободно-распространяемые проекты сложны для начального изучения. Эти факторы приводят к необходимости разработки учебных систем. На кафедре 609 МАИ поколениями студентов создана и постоянно совершенствуется учебная система инженерного анализа Sigma с открытым кодом, позволяющая проводить обучение специалистов в области разработки CAE-систем.

Sigma имеет структуру, аналогичную структуре современных коммерческих программных продуктов типа Nastran и ANSYS. В основе системы лежит расчетное ядро. Для ввода и вывода данных используются препроцессор и постпроцессор. Они могут быть как встроенными, так и внешними.

К разработке постпроцессора для учебной системы предъявляется ряд требований. Он должен реализовывать основной функционал реальных систем. При этом должен быть простым для освоения. Для непосредственной разработки необходимо обеспечить студентам возможность легко вносить изменения в проект с целью дальнейшей его модернизации.

Постпроцессор должен обладать следующими возможностями:

- одновременная работа с несколькими проектами
- настраиваемое отображение результатов расчетов
- анимацию объектов
- выгрузку данных в сторонние системы для дальнейшего анализа
- формирование отчетов

Для осуществления возможностей разработки постпроцессор строится по модульному принципу. Каждый модуль реализует отдельную функцию. Такая структура позволяет студентам изучать, дополнять, изменять, перерабатывать модули. Т.е получить реальный опыт участия в разработке.

Результатом проделанной работы является элемент учебной системы конечно-элементного анализа. Структура и функционал такой системы являются адаптированными для процесса обучения.

## **Анализ производительности мобильных сетей связи, ориентированных на передачу данных**

Пестерев А.А.  
МАИ, г. Москва

В настоящее время наблюдается интенсивное развитие мобильной беспроводной связи в глобальном масштабе. Это связано с тем, что происходит популяризация мобильных интернет-услуг и приложений. Наиболее перспективными технологиями мобильного широкополосного доступа являются стандарты связи ориентированные на передачу данных – EV-DO, HSPA, LTE и LTE-Advanced.

Такие стандарты и технологии связи позволяют обеспечить достаточно высокую пропускную способность за счет привлечения улучшенных методов организации передачи данных. Система алгоритмов управления радиоресурсами становится одной из важнейших для обеспечения необходимой пропускной способности. Также среди особенностей данных стандартов можно отметить: применение так называемого «общего» транспортного канала (shared transport channel), который может быть задействован одновременно несколькими пользователями (кроме системы EV-DO), и возможность быстрой адаптации скорости передачи данных в соответствии с изменением уровня качества канала связи. То есть при ухудшении или улучшении качества канала связи происходит изменение скорости передачи данных.

Таким образом, необходимо построить модель, учитывающую отмеченные особенности передачи данных с динамически меняющейся скоростью обслуживания для определения емкости и расчета производительности каналов радиointерфейса при динамически меняющихся параметрах.

В итоге, будет предложена математическая модель на примере технологий HSPA и EV-DO. Модель будет учитывать особенности динамического распределения скоростей передачи данных. На основе моделирования будут получены оценки основных показателей обслуживания заявок на передачу данных. Также будет исследована производительность радиointерфейса в зависимости от принципа распределения скорости передачи данных абонентам и от дисциплины обслуживания.

## **Мощный нитрид галлиевый усилитель 3-см длин волн**

Петров И.А., Добычина Е.М.

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

В передающих устройствах летательных аппаратов, например в радиолокаторах самолетов и вертолетов, имеется необходимость применения усилителей с выходной мощностью десятки или даже сотни ватт. Традиционно, с этой целью используются вакуумные приборы, например, лампы бегущей волны. В последнее время усиленно ведутся работы по созданию твердотельных усилителей, позволяющих снизить габариты и массу разрабатываемых радиотехнических систем. Особый интерес проявляется к усилителям с нитрид галлиевыми транзисторами и микросхемами, которые позволяют получить более высокие уровни выходной мощности, чем в усилителях с арсенид галлиевыми элементами. Однако, при проектировании усилителей с нитрид галлиевыми транзисторами возникают проблемы по согласованию входных и выходных сопротивлений транзисторов, а также цепей питания и смещения с подводящими линиями передачи.

В ряде предшествующих работ рассматриваются вопросы проектирования устройств СВЧ методом структурного синтеза, основанного на совмещении структур с различными частотными свойствами, позволяющий согласовывать комплексные сопротивления с учетом схмотехнического построения устройств. К таким структурам можно отнести широкополосные согласующие структуры с короткозамкнутыми и разомкнутыми шлейфами. Совмещение этих структур позволяет значительно увеличить число параметров для последующего параметрического синтеза (оптимизации), расширить возможности согласования комплексных сопротивлений, отличающихся как по типам, так и по номиналам, получить заданные амплитудно- и фазо-частотные характеристики.

В докладе приводится пример проектирования мощного усилителя с нитрид галлиевыми транзисторами 3-х сантиметрового диапазона длин волн. Показано, что совмещение широкополосных структур с короткозамкнутыми и разомкнутыми шлейфами в двухкаскадном усилителе позволяет учесть схмотехнические особенности построения усилителя, увеличить число параметров оптимизации и получить заданные частотные характеристики.



## **Система управления беспилотным планирующим летательным аппаратом с крылом большого удлинения. Полет по маршруту и максимизация угла подхода к конечной точке цели**

Полищук М.А.  
МАИ, г. Москва

Рассматривается беспилотный планирующий летательный аппарат (БПЛА). Проведено сравнение различных компоновок ЛА и выбрана итоговая. Спроектирована система управления БПЛА, которая включает в себя систему стабилизации, основанную на принципе пропорционально-интегрально-дифференциальных регуляторов (ПИД-регуляторов), а также систему наведения объекта на конечную точку цели. Система наведения предусматривает режим облета заранее заданных навигационных точек и максимизацию конечного угла подхода к точке цели. По результатам моделирования максимальный угол подхода к конечной точке траектории составлял угол порядка 75 градусов. Также произведено моделирование полета БПЛА под воздействием атмосферных возмущений.

Моделирование показало, что в итоговом варианте компоновки БПЛА дальность полета превышает дальности полета современных отечественных аналогов почти в 2 раза.

## **Перспективы разработок систем прогнозирования, мониторинга и моделирования лесных пожаров с их интеграцией в глобальные геоинформационные системы и использованием беспроводных сенсорных сетей**

Прокофьев А.О.  
МАИ, г. Москва

В докладе рассмотрены основные причины создания систем прогнозирования, мониторинга и моделирования лесных пожаров, их интеграции в глобальные геоинформационные системы и использование, как в рамках временно создаваемых ситуационных центров, так и постоянного контроля на базе центров обеспечения безопасности критически важных объектов и опасных производственных и гражданских объектов. Анализируются наиболее сложные ситуации, возникающие при создании и разработке подобных систем. Затрагивается проблема получения достоверной информации как о зарождении и развитии лесного пожара, так и о факторах, отягощающих процесс его ликвидации.

Рассматриваются перспективные методы оценки как кратковременных, так и долгосрочных последствий лесного пожара, в том числе методы, в реализации которых принимал участие автор.

Поднимается вопрос об использовании беспроводных сенсорных сетей для получения информации о процессе течения, ликвидации и последствиях лесного пожара.

Литература:

1. ГОСТ Р 22.1.09-99 Мониторинг и прогнозирование лесных пожаров
2. Пехорошев С.И., Рыжиков В.С., Рошина В.В., Щевченко А.С. Сборник методик по прогнозированию возможных аварий, катастроф, стихийных бедствий в РСЧС. (книга 2) Методика оценки последствий лесных пожаров. 1994.
3. Доррер Г.А., Коморовский В.С., Якимов С.П. Оценка и прогнозирование динамики крупных лесных пожаров. «Технологии техносферной безопасности» Выпуск № 2 (36) – апрель 2011 г.

### **Синтез спектральных характеристик возбудителя для целей класса «Stealth»**

Прохладин Г.Н.  
МГТУ ГА, г. Москва

Считается, что перспективными направлениями в области развития радиолокации являются:

- разработка теории и методов фоновой локации, то есть обнаружение малоразмерных, слабо рассеивающих, подвижных объектов по когерентному излучению окружающего их фона, промодулированного движущимся объектом;
- разработка методов и алгоритмов обнаружения малозаметных целей класса «Stealth», в том числе на основе эффекта параметрического поглощения энергии электромагнитных волн материалом радиопоглощающих покрытий.

Однако, как следует из имеющихся отечественных и зарубежных публикаций, при использовании данных методов предъявляются весьма жесткие требования к источнику несущей частоты информационных сообщений по шумовым составляющим, поскольку считается, что основной вклад в уровень фазовых шумов (ФШ) выходного сигнала СВЧ передатчика дают фазовые флуктуации задающего генератора возбудителя передатчика. Так по имеющимся оценкам граница обнаружения целей класса «Stealth» соответствует норме – 130 дБ/Гц при отстройке от несущей на  $10^3$  Гц, а их уверенная индикация возникает при  $10^3$  Гц  $\approx$  – (135 – 140) дБ/Гц. Для обнаружения и измерения скорости объектов, движущихся со скоростями десятки км/час, также требуется невысокое значение уровня ФШ передатчика (порядка – (140 – 150) дБ/Гц при той же отстройке). Однако широко применяемые СВЧ возбудители на основе кварцованных усилительно-

умножительных звеньев обеспечивают в СВЧ диапазоне уровень флуктуации фазы на частоте анализа  $10^3$  Гц всего лишь величину около – 110 дБ/Гц. Поэтому, стремясь повысить спектральную чистоту выходных колебаний, как правило, применяется активный метод синтеза частот, использующий петлю фазовой автоподстройки (ФАПЧ), поскольку достоинством петли ФАПЧ является то, что шумы на частотах, близких к несущей, определяются шумами колебания опорной частоты, а вдали от несущей шумы, по существу, определяются шумами генератора, управляемым напряжением, (ГУН).

В работе представлены методы проектирования перестраиваемых по диапазону СВЧ колебаний с достаточно низким уровнем фазовых шумов выходного сигнала возбудителя передатчика и гетеродина приемника РЛС на основе системы импульсной ФАПЧ (ИФАПЧ). Показаны возможности построения возбудителя на современной цифровой элементной базе с использованием программного обеспечения высокого уровня «Mathcad». Изложены причины, ограничивающие частотный диапазон возбудителя. Рассмотрены пути решения и устранения данных недостатков.

### **Совершенствование курсоглиссадных систем с применением дополнительного канала информации**

Рыченков Д.Б.

МГТУ ГА, г. Москва

В докладе проанализированы недостатки существующих курсоглиссадных систем (КГС) типа ILS, которыми оборудованы современные аэродромы. В ряде случаев данные системы не обеспечивают требуемой стабильности и точности формирования посадочной траектории (радиоглиссады), в связи с наличием погрешностей, проявляющихся независимо от исправности посадочного оборудования.

На сегодняшний день совершенствование существующих наземных инструментальных систем посадки практически исчерпаны и прогресс в области обеспечения безопасности посадки самолета может быть достигнут только при комплексном использовании их с дополнительной системой, построенной на новых принципах. Такой системой является спутниковая система обзора за аэродромным пространством. Однако её внедрение может занять не один год, поэтому на сегодняшний момент одним из вариантов решения является создание независимого дополнительного канала информации, позволяющего устранять упомянутые недостатки процесса посадки. Наименее затратным и оптимальным решением данной задачи является установка на самолёт специальной бортовой радиолокационной станции (БРЛС) небольшого

радиуса действия с высокой разрешающей способностью. БРЛС осуществляет картографирование взлётно-посадочной полосы (ВПП) и обеспечивает индикацию изображения ВПП в реальном масштабе времени в режимах посадки, руления, разбега, посадочного пробега, одновременно обеспечивая обнаружения препятствий на ВПП и рулѐжной дорожки (РД). Данное решение целесообразно рассматривать только как переходное, т.е. на время внедрения спутниковой системы обзора за аэродромным пространством.

### **Квазиколлиматоры и их использование при измерении характеристик антенн**

Саатчян К.Л.  
МАИ, г. Москва

Основные радиотехнические испытания радиоэлектронных систем (РЭС) проводятся, как правило, в дальних зонах их антенных систем (АС). Для этого нужны большие открытые пространства: поля, стрельбища. Помимо расстояния, нужно минимизировать действие помех, для чего используют безэховые камеры (БЭК), покрытые радиопоглощающим материалом. Однако построить БЭК достаточных размеров зачастую не представляется возможным. Вместе с тем, существует другие методы измерения характеристик РЭС, имитирующие дальнюю зону антенных систем РЭС.

Целью представленной работы является изучение возможностей метода измерения характеристик антенн с помощью коллиматоров оптического типа, позволяющего измерять характеристики антенных систем РЭС в поле квазиплоской волны коллиматора.

В докладе вводится понятие квазиколлиматора, которым называется коллиматор с развязывающим радиопоглощающим материалом, установленный на расстоянии значительно меньшем длины волны от апертуры испытываемой антенны. Квазиколлиматор создает на апертуре испытываемой антенны амплитудно-фазовое распределение поля, характерное для плоской волны, т.е. почти постоянную амплитуду и почти линейное распределение фазы падающей волны.

На работу коллиматорной установки влияют развязывающая радиопоглощающая структура (РРПС) и расстояние от нее до апертуры испытываемой антенны. РРПС должна поглощать все отраженные волны и в то же время пропускать без искажений квазиплоскую волну. Для обеспечения этого условия РРПС должна быть однородной и изотропной в плоскости, параллельной апертуре испытываемой антенны, и хорошо согласованной со свободным пространством с обеих сторон. Создать такую РРПС можно различными способами.

В зависимости от рабочего диапазона антенн, различают кабельные квазиколлиматоры и волноводные. С ростом рабочей частоты исследуемой РЭС сгибы и неоднородности в кабелях все больше влияют на фазовый набег в устройстве, для снижения таких погрешностей, используются волноводные квазиколлиматоры. В работе рассмотрены два вида квазиколлиматоров, так как в современных АС РЭС используются множество типов антенн с разными рабочими частотами. Квазиколлиматор облучает каждую из испытываемых антенн РЭС сигналом с ранее рассчитанным и заданным амплитудно-фазовым распределением поля, характерным для плоской волны, т.е. имитирует дальнюю зону исследуемой антенной системы.

После исследований, все результаты, заносятся в сводные таблицы, на основе которых и делается вывод: отвечает ли АС РЭС предъявленным требованиям или нет.

### **Система когерентного суммирования оптического диапазона**

Картуков А.В., Меркишин Г.В., Садов И.В.

МАИ. г. Москва

Увеличение дальности действия информационных систем оптического диапазона реализуется путем суммирования сигналов нескольких излучателей. Мощность результирующего сигнала максимальна при синфазном сложении колебаний. Ниже рассматривается структура оптико-электронной системы, обеспечивающая реализацию задачи. Излучение двух источников через полупрозрачную пластину направляется на фоточувствительную поверхность, содержащую матрицу фотоприемных окон. В случае когерентных сигналов на плоскости фотоприемных окон образуется неподвижная интерференционная картина в виде чередующихся темных и светлых полос (пространственная гармоника). При различающихся частотах излучателей интерференционная картина будет перемещаться в ту или иную сторону.

В случае равных частот интерференционная картина неподвижна на плоскости окон. Интерференционная картина как пространственная гармоника характеризуется по одной оси четырьмя параметрами: амплитуда, период, фаза, постоянная составляющая, следовательно, минимальное число фотоприемных окон в направлении одной оси должно быть равно 4.

При движении интерференционных полос (при отличающихся частотах источников сигнала) напряжение и скорость изменения сигнала, определяемые по выходным сигналам фотоприемной линейки окон, позволяют сформировать соответствующие управляющие команды для изменения частоты источника излучения, тем самым

подстроить ее под частоту другого приемника. После подстройки частот источников излучения измеряется фаза пространственной гармоники, по сигналам четырех фотоприемных окон, и изменяются относительные фазы источников излучения для наведения луча.

### **Применение метода векторной аппроксимации для анализа микроволновых устройств в информационно-телекоммуникационных системах**

Садовская Е.В., Валайтите А.А., Шевгунов Т.Я.  
МАИ, г. Москва

Данная работа посвящена использованию метода векторной аппроксимации для решения задачи параметрической идентификации микроволновых устройств. Этот подход используется при проектировании микроволновых компонентов, обладающих требуемыми частотно-избирательными свойствами в широкой полосе частот. Одним из его преимуществ является высокая точность, но у него есть недостатки: программная реализация требует специализированных вычислительных ресурсов, а получаемые результаты часто нуждаются в интерпретации, проясняющей закономерности происходящих физических явлений. Одним из путей решения данной проблемы является использование компактных полных моделей, представляющих передаточные функции устройств.

Метод векторной аппроксимации заключается к сведению нелинейной задачи оценки параметров системной функции к итерационной линейной задаче, решаемой в среднеквадратическом смысле. Каждая итерация данного метода осуществляется в два этапа, каждый из которых выполняется с известными полюсами. Первый этап состоит в уточнении положения полюсов, а второй этап состоит в оценке всех остальных параметров модели. Поскольку метод является пошаговым, то полюса полученные на предыдущем шаге станут начальными полюсами для последующего, на некотором номере итерации  $N$  будет получен набор полюсов, подходящий для аппроксимации частотной характеристики с требуемой точностью.

В работе рассмотрено применение метода векторной аппроксимации для оценки параметров полюсной модели передаточной функции, описывающей двухпортовый микрополосковый фильтр, смоделированный с использованием программы численного электродинамического моделирования *HFSS Ansoft*. Рабочая частота устройства – 10 ГГц, а полоса расчета частотной характеристики фильтра – от 5 до 15 ГГц с шагом через 50 МГц.

Для построения модели передаточной функции авторами предложен простой последовательный алгоритм: моделирование устройства,

формирование частотных характеристик устройства, параметрическая идентификация, верификация передаточной функции. Начальные полюса выбраны высокочастотными комплексно-сопряженными парами, мнимые части которых линейно распределены по диапазону частот исследования.

Результат моделирования показал, что полюсная модель восьмого порядка, параметры которой оцениваются с помощью метода векторной аппроксимации, позволяет описать частотную характеристику фильтра в полосе от 5 до 15 ГГц с помощью восьми полюсов с относительной погрешностью  $5,8 \cdot 10^{-5}$ .

### **Задача авиадиспетчера как часть комплекса обнаружения движущихся объектов**

Вестяк В.А., Саломатин К.С.  
МАИ, г. Москва

Данная работа является частью комплекса обнаружения движущихся объектов. Этот комплекс направлен на универсальное решение задач обнаружения объектов, наблюдение за ними и принятие решений. При чем этими объектами могут быть летательные аппараты, наземные транспортные средства, корабли или животные в заповеднике.

Здесь рассматривается задача авиадиспетчеров, которые руководят полетом и помогают посадить или поднять летательный аппарат. В данной работе представлена трехуровневая структура комплекса и доказано, почему лучше использовать такой подход.

Основной целью является создание комплекса, который бы облегчил работу авиадиспетчерам и при этом решал свою задачу с наименьшим количеством использования различных технических средств на борту летательного аппарата.

В работе представлены основные алгоритмы:

Алгоритм работы информационного центра, который осуществляет наблюдение за объектом, и на основе этих наблюдений выдает некий результат.

Алгоритм работы информационной станции, который собирает информацию с датчиков, кодирует её и передает информацию выше – в информационный центр.

В данной работе также представлен оригинальный алгоритм шифрования данных, который применяется в комплексе и создан специально для комплекса обнаружения движущихся объектов, с учетом его специфики. Также в данной работе решается проблема «опроса» необходимого количества датчиков с использованием оригинального алгоритма, входящего в информационную станцию.

Представлена архитектура комплекса и введены понятия информационный центр, информационная станция.

### **Автоматизированная система удаленного контроля знаний**

Сальников Д.С.

МАИ, г. Москва

Разрабатываемая система удаленного контроля знаний отслеживает ряд требований, которые обусловили общие принципы построения и функционирования, как отдельных частей, так и всей системы в целом. Прежде всего, система обеспечивает работу пользователя при прохождении теста на максимально широком спектре устройств от компьютеров до планшетов и смартфонов без необходимости устанавливать какое либо программное обеспечение (за исключением браузера). Аналогичное требование было выдвинуто со стороны администраторов и/или преподавателей для возможности создания, редактирования, удаления тестов и вопросов, а также просмотра ведущейся системой статистики прохождения тестов. Пользователи и администраторы системы опознаются системой как для ведения статистики результатов прохождения тестов, так и для обеспечения доступа к управлению тестами только преподавателей и/или администраторов. Вопросы и ответы в тесте могут содержать не только текст, но и при необходимости изображения или видео. Поскольку может возникнуть необходимость доработки системы в связи с изменением требований, или желанием расширить функционал, проект обеспечивает легкость понимания работы системы для стороннего разработчика и предоставляет ему развитый инструментарий для работы.

Для обеспечения этих возможностей был выбран вариант написания проекта на языке PHP для дальнейшего размещения системы в сети Интернет. Тем самым, проблема доступности системы сужается до вопроса подключения устройства к сети для полноценной работы авторизованного пользователя. В такой реализации использованию медиа файлов ничего не мешает, напротив, для экономии пространства на виртуальном хостинге предоставляется возможность хранить их на стороннем сервере. Выбор PHP обусловлен в силу его распространенности и бесплатности, а также тем, что он находится в свободном доступе. Кроме того, как объектно-ориентированный язык он обеспечивает возможность разбивать исходный код на отдельные файлы. Кроме того существующие сайты [www.mai.ru](http://www.mai.ru) и [www.mai6.ru](http://www.mai6.ru) написаны именно с применением этой технологии. В случае если будет принято решение о внедрении системы в практику не



должно возникнуть вопросов о ее совместимости с тем или иным хостингом.

### **Война как игра: ДПЛА в мире немотивированной жестокости**

Сергеев С.Ф., Заплаткин Ю.Ю., Захаревич М.А.

Аэрокосмическое оборудование, г. Санкт-Петербург

Повышение уровня автоматизации объектов вооружения, переход к дистанционному управлению приводят к ряду негативных психологических последствий для операторов в виде ситуативного изменения их человеческих и личностных качеств. Так при работе с дистанционно пилотируемыми летательными аппаратами (ДПЛА) в американской армии зафиксированы симптомы немотивированной жестокости у операторов, которые выполняя боевую задачу, ведут себя как участники компьютерной игры, добывая уже не опасных и беззащитных раненых противника.

Форма боевого стресса операторов ДПЛА отличается от таковой наблюдаемой у участников непосредственного боевого столкновения. Проявляются эмоциональная холодность, отчужденность, отсутствие эмпатии. Нет витального стресса. Он заменен информационным стрессом и стрессом, возникающим в условиях ограничений времени. Ответственность за результат разделена с другими членами экипажа и часто воспринимается формально исходя из общей стратегии уничтожения противника. Члены экипажа не чувствуют особой ответственности и за дистанционно-управляемый аппарат и за принимаемые решения. В связи с этим отмечены большие технические потери, составляющие по некоторым данным до 9% от используемого парка ДПЛА.

ДПЛА могут обеспечиваться развединформацией в режиме реального времени, но ее правильная интерпретация аналитиками и членами экипажа крайне затруднена в силу непрерывно меняющегося контекста.

Операторы не чувствуют погружения в среду боя и поэтому часто не способны точно интерпретировать информацию поступающую с БПЛА. Это связано со спецификой проектирования систем интерфейса, которые не учитывают особенностей пространственной и ситуационной ориентации операторов происходящих без участия периферийного зрения и вестибулярного аппарата. Кроме того оператор включается в деятельность не на всех участках полета, а только в момент выполнения боевого задания, что требует быстрого включения всех психофизиологических качеств и безошибочной ориентировки в текущей ситуации.

Удары по своим подразделениям – это серьезная проблема при применении ДПЛА в городах, в связи с затрудненностью опознавания «свой-чужой» и высокой ситуативной динамикой боя.

Изложенное, требует проведения специальных психологических и инженерно-психологических исследований для обеспечения эффективного поведения операторов и создания систем иммерсивного интерфейса, обеспечивающих погружение в искусственную среду, отражающую существенные условия боевого применения.

### **Усилитель X-диапазона с выходной импульсной мощностью 50 Вт**

Снастин М.В.  
МАИ, г. Москва

В настоящее время существует множество приложений для мощных СВЧ устройств. Наиболее мощные усилители традиционно разрабатываются для наземных и бортовых передатчиков радиолокационной и радионавигационной аппаратуры, применяются в передающих устройствах связи, радио- и телевидения. При разработке мощных СВЧ усилителей возникает ряд проблем, которые необходимо решить – выбор элементной базы, выбор и расчёт схем деления и сложения мощности, согласование активного прибора с входом и выходом устройства, обеспечение требуемого коэффициента полезного действия (КПД), отвод рассеиваемой мощности, предотвращение электрического пробоя.

Некоторые из указанных проблем легче решаются при использовании вакуумных приборов, например, ЛБВ, которые отличаются значительно более высокой стойкостью к радиационным воздействиям. Однако, такие усилители проигрывают твердотельным по массогабаритным характеристикам и напряжению источника питания. Развитие технологий ведёт к совершенствованию параметров полупроводниковых приборов, и важным для радиоэлектроники этапом стало освоение GaN технологий изготовления полупроводниковых устройств и транзисторов в частности. В последние годы проявляется возрастающий интерес к СВЧ транзисторам и монокристалльным интегральным схемам (МИС) на широкозонной гетероструктуре AlGa<sub>n</sub>/Ga<sub>n</sub>. Большая ширина запрещенной зоны и соответственно большие напряжения пробоя, высокие слоевая концентрация и скорость электронов сделали эту гетеросистему чрезвычайно перспективной для мощных СВЧ-приборов.

Помимо использования современных транзисторов, можно достичь более высокой мощности путём сложения СВЧ колебаний нескольких каскадов. Но при этом возникают сложности, связанные с конструкцией и потерями в схемах деления и сложения мощности, с обеспечением

фазовой идентичности суммируемых каналов и с предотвращением паразитного самовозбуждения.

Разработана структурная схема усилителя мощности (полоса – 350 МГц) X-диапазона с выходной импульсной мощностью 50 Вт. Проведено схемотехническое и электродинамическое моделирование характеристик каскадов усилителя на GaN HEMT транзисторах фирмы TriQuint в САПР AWR Microwave Office, а также моделирование характеристик всего усилителя. В процессе работы было создано несколько моделей каскадов для разных уровней максимальной входной мощности для возможного дальнейшего развития работы. В результате моделирования исследованы такие параметры каскадов, как S-параметры, коэффициент усиления и коэффициенты стоячей волны по напряжению на входе и выходе.

### **Исследование амплитудных и фазовых ошибок квадратурных модуляторов**

Степанов В.К., Малахов Р.Ю.  
МАИ, г. Москва

Технология активных фазированных антенных решеток (АФАР) на сегодня является доминирующей при построении различных радиоэлектронных систем. Одной из главных тенденций повышения функциональности АФАР является использование цифрового диаграммообразования, при котором диаграмма направленности (ДН) антенной решетки формируется в цифровом виде без использования фазовращателей или коммутируемых линий задержки. Важное место среди цифровых устройств обработки и формирования сигналов занимают квадратурные модуляторы – устройства балансного типа, не требующие фильтрации для выделения суммарной или разностной составляющей модулированного сигнала. В цифровой части передающего тракта АФАР они могут исполнять функцию фазовращателей.

Квадратурный модулятор – это устройство, имеющее радиочастотный (РЧ) вход и РЧ выход, а также два информационных входа: синфазный (I) и квадратурный (Q). I-канал и Q-канал являются составляющими комплексной огибающей. Квадратурные модулятор предназначен, прежде всего, для формирования сигналов КАМ – квадратурной амплитудной модуляции (манипуляции) и модуляции аналогового сигнала с одной боковой полосой (ОБП).

К устройствам управления фазой в антенных решетках предъявляются жесткие требования к возникающим в них амплитудным и фазовым ошибкам, которые могут исказить форму ДН – увеличить уровень боковых лучей, сдвинуть или расширить луч. Для управления ДН с

помощью квадратурных модуляторов необходимо определить основные виды амплитудных и фазовых ошибок и оценить их величины. Ошибки в выходном сигнале могут быть вызваны разными причинами: неточностью фазового сдвига между квадратурными компонентами, неидентичностью синфазного и квадратурного канала, неравномерностью АЧХ внутренних усилителей и многими другими. Корректное определение величин этих ошибок позволит не только оценить возможность использования квадратурного модулятора в антенных решетках, но и позволит в дальнейшем разработать методы их коррекции.

Проведен обзор существующих коммерческих квадратурных модуляторов. Показана возможность их использования в качестве устройств управления фазой в антенных решетках. Определены основные амплитудные и фазовые ошибки, возникающие в квадратурном модуляторе. Получены аналитические соотношения, позволяющие скорректировать ошибки путем введения в синфазный и квадратурный цифровые каналы регулируемого фазового сдвига.

### **Схема управления летательным аппаратом на основе нейронных сетей**

Суханов Н.В.

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Москва

Сегодня уже созданы или находятся в разработке перспективные летательные аппараты, которые должны обеспечить качественный прорыв в авиации и ракетной технике. Однако, из-за их сложности требуются принципиально новые методы построения бортовых систем управления. Нейроуправление является одним из таких методов. В настоящее время существует два подхода в использовании нейросетевых структур в системах управления:

- 1) замена существующих классических систем управления нейрорегуляторами;
- 2) дополнение классических систем управления нейросетевыми структурами.

В силу того, что создание нейрорегуляторов является в большей степени процессом эмпирическим и основывается на личном опыте конструктора, то в настоящем наиболее рациональным видится второй подход. В докладе рассматривается возможность построения интеллектуальных нейросетевых алгоритмов для управления объектами на примере инверсно-адаптивного нейроуправления летательным аппаратом на внеатмосферном участке траектории полета по каналу тангажа по схеме с эталонной моделью. Дается обоснование практической возможности построения интеллектуальных систем

управления движением летательных аппаратов на основе теории нейронных сетей. Предлагается путь модернизации рассмотренного алгоритма.

В основе доклада лежат результаты моделирования работы алгоритма в программной среде Matlab 7.0/Simulink6. Автором была задана модель объекта управления, эталонная модель и определена схема нейросетевого алгоритма управления. Задача работы состояла в максимальном приближении переходных процессов скорректированного с помощью алгоритма объекта управления к переходным процессам эталонной модели. Для подтверждения интеллектуальности алгоритма управления эксперимент был повторен, но с измененными параметрами модели объекта управления. После выявления основных проблем работы алгоритма предложены пути к их устранению. Применимость нейросетевых алгоритмов при решении задач управления сложными динамическими объектами является прямым следствием теоремы Стоуна-Вейерштрасса: многослойные нейронные сети осуществляют аппроксимацию любой непрерывной функции с точностью, зависящей от числа слоев и числа базовых процессорных элементов в слоях. Рассмотренный алгоритм относится к классу интеллектуальных, является пригодным для управления устойчивыми сложными динамическими объектами. Важно отметить, что в алгоритме использованы достаточно простые сетевые структуры, которые являются на сегодня хорошо изученными и отработанными. Существующие нейрокомпьютеры позволяют реализовать разработанный алгоритм на практике. Требуется доводка алгоритма с целью поиска наиболее оптимальных нейросетевых структур.

### **Оптимизация обработки вложенных запросов в однопроцессорной базе данных**

Тан Хлаинг Мьинт  
МАИ, г. Москва

Запросы с коррелированными вложенными подзапросами обрабатываются системой в обратном порядке. Сначала выбирается первая строка рабочей таблицы, сформированной основным запросом, и из нее выбираются значения тех столбцов, которые используются во вложенном подзапросе (вложенных подзапросах). Если эти значения удовлетворяют условиям вложенного подзапроса, то выбранная строка включается в результат.

В качестве критерия оптимизации запросов обычно используют время выполнения запроса, при этом подразделяют время, затрачиваемое на работу с данными, находящимися в оперативной, буферной и внешней памяти. Дополнительными условиями являются объем памяти, число

процессоров и др., которые часто задают в виде стоимостных ограничений. В данной работе в рамках базовой постановки оптимизации мы будем считать, что база данных целиком находится в основной памяти и запрос представляет собой конъюнкцию элементарных запросов, однако, рассматриваемая постановка может быть расширена.

Время выполнения элементарного запроса зависит от метода доступа к столбцу таблицы. Мы рассмотрим два базовых метода, когда данные в столбцах не упорядочены и когда данные в столбцах упорядочены построчно. В первом случае время выполнения элементарного запроса  $\sum_i \tau_i$  определяется временем проверки всех  $i$  строк  $i$ -го столбца таблицы и равно  $\sum_i \tau_i$ . Во втором случае, например, при использовании индексной организации обращений к данным, определяется временем проверки

$\tau_i$  строк и равно  $\sum_i \tau_i$ .

Литература: Брехов О. М. Аналитическая оценка производительности многопроцессорных вычислительных систем с динамическим изменением вычисляемых процессов. - А и Т, 1995, 2, с. 141-154.

## **Щелевая антенная решётка сантиметрового диапазона для МБРЛС**

Титов.А.Г.

МАИ, г. Москва

Сантиметровый диапазон длин волн активно используется как в гражданских, так и в военных целях. Применение РЛС сантиметрового диапазона в радиолокации позволяет существенно улучшить параметры обнаружения объектов.

Расчет ВЦАР структурно состоит из нескольких блоков, которые выполняются последовательно один за другим; при этом результаты, полученные в каждом блоке, передаются в следующий блок и являются для него входными данными.

Таковыми крупными блоками при расчете ВЦАР являются:

1. Выбор структуры ВЦАР;
2. Выбор амплитудного распределения в апертуре ВЦАР;
3. Синтез ВЦАР;
4. Анализ ВЦАР, т.е. моделирование и расчет в диапазоне частот

Излучающей структуры ВЦАР, включающей излучающие и магистральные линейки, а также моделирование и расчет в диапазоне частот элементов распределительной системы ВЦАР.

Описания двух первых блоков расчета могут быть объединены в одной программе «Оптимизация амплитудных распределений», которая разрабатывается в программной среде C++.

Исходными (входными) данными для указанной программы являются требования к размерам (в данном случае- размерам большой и малой осей эллипса, форму которого имеет апертура ВЩАР), заданный коэффициент усиления (КУ) и уровни боковых лепестков (УБЛ). Программа оптимизации в автоматическом режиме рассчитывает структуру ВЩАР, т.е. количество целевых излучателей в строках и столбцах ВЩАР, и подбирает амплитудное распределение, при котором наиболее близко могут быть реализованы требования по КУ и УБЛ. Выходными параметрами программы оптимизации являются: 1) структура ВЩАР, т.е. количество и расположение излучателей по линейкам и столбцам; 2) рассчитанное амплитудное распределение; 3) значения КУ, УБЛ и других параметров диаграммы направленности (ДН) (например, ширины ДН) для рассчитанных структуры и амплитудного распределения на средней точке рабочего диапазона, которые теоретически могут быть достигнуты при идеальной реализации выбранного амплитудного распределения.

### **Алгоритм решения задачи поиска рациональных маршрутов в системе интермодальных авиатранспортных перевозок**

Титов Ю.П.

МАИ, г. Москва

В докладе отражен алгоритм решения задачи поиска рациональных маршрутов в системе интермодальных перевозок. Эта система содержит в себе все возможные авиарейсы и другие способы перемещения между аэропортами. Для нахождения рациональных маршрутов строится граф перевозок. Для определения возможности перелета необходимо отправить запрос на наличие и цену. Особенности системы являются:

1. Большая размерность графа. Тысячи вершин.
2. Граф насыщен дугами. Т.к. каждый рейс из аэропорта (за день) это отдельная дуга, то среднее количество дуг из одной вершины 1000-1500.
3. Система должна работать в реальном времени, т.е. пользователь не должен долго (больше 30-45 секунд) ждать после отправления запроса.
4. С точки зрения системного анализа[1] задача является слабоструктурированной, а в некоторых случаях неструктурированной.
5. Большое количество запросов будет сильно убыточно для компании.

Для решения задачи поиска рациональных маршрутов предлагается задачу разбить на этапы:

1. Определение набора рациональных маршрутов исходя из вычисленной стоимости и наличия всех билетов.
2. Составления списка запросов и ранжирования его по актуальности

3.Выполнение запросов и параллельное нахождение рационального маршрута в графе, который создается из маршрутов с наличием билетов.

На первом для решения задачи нахождения рациональных путей применяется волновой алгоритм с применением СБС [2].

На втором этапе создается массив запросов и запросам расставляется ранг исходя из частоты появлений запроса в маршрутах и рациональности этих маршрутов. Массив запросов сортируется по рангу запросов.

На третьем этапе последовательно отправляются запросы. Если имеется возможность перемещения по данному запросу, то в новый граф, заносится информация о перемещении и в нем ищется оптимальный путь.

Для реализации системы написана программа, в среде Borland Delphi 7.0, в которой применен изложенный выше алгоритм. В результате работы системы за 40-45 секунд работы алгоритм находил от 10 до 20 различных путей, среди которых с большой вероятностью находился рациональный.

Литература:

Павленко А.И. Системный анализ и компьютерная поддержка решений. – М.: Изд-во МАИ, 2011. – 156 с.

Титов. Ю.П. Применение алгоритмов моделирования процессов совместно с волновым алгоритмом для решения транспортных задач. //Московская молодежная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике – 2012». 17-20 апреля 2012 года. Москва. Сборник тезисов докладов. – М.: ООО «Принт-Салон», 2012. – С. 252-253.

### **Ускоренная проверка цифровых устройств методом внесения неисправностей в модель на ПЛИС**

Тузов И.В., Мухин Н.Ю., Малкин А.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается система, реализующая метод внесения неисправностей в модель на ПЛИС. Система позволяет исследовать и верифицировать поведение устройств под действием деструктивных факторов. Использование ПЛИС позволяет существенно сократить затраты времени на эксперимент по сравнению с ЭВМ и достигнуть требуемой полноты покрытия тестами без дорогостоящих экспериментов на спец. оборудовании (ускорители частиц, вакуумные камеры и пр.).

Представлен сравнительный анализ существующих методов и инструментов по следующим критериям: дополнительное время на реконфигурацию и проверку, параметры ПЛИС, объем памяти,



быстродействие и типы моделируемых неисправностей. Предлагаемая система развивает идею реконфигурации на этапе синтеза и включает следующие компоненты:

- ПО подготовки эксперимента: формирует инструментированную модель на основе эталонной и формальный план эксперимента на основе модели неисправностей.

- Отладочная плата на ПЛИС, в которой размещается инструментированная модель. Содержит также систему логического анализа и сопряжения с ЭВМ.

- ПО управления экспериментом – взаимодействует с моделью в ПЛИС через уровень драйверов и контроллеров на плате и в ПЛИСе. Выполняет сбор и анализ результатов эксперимента.

План эксперимента описывается на формальном языке и включает в себя моменты времени активации неисправностей, их адреса, а также временные интервалы и точки наблюдения для сбора и проверки результатов воздействия. Разрабатывается на основе модели неисправностей и конкретных механизмов, подлежащих проверке, и транслируется в команды для подсистемы активации неисправностей.

При подготовке эксперимента может быть показана эквивалентность исходной и инструментированной моделей без активации неисправностей на допустимом множестве значений. Важное значение имеет выбор тестовых наборов, позволяющий проследить наибольшее количество путей на схеме и активировать большинство элементов.

Система обеспечивает независимость от архитектуры ПЛИС, возможность воспроизводить сложные модели ошибок и автоматизировать эксперименты. Результатом эксперимента является вывод об эффективности механизмов обеспечения сбое- и отказоустойчивости, о достоверности телеметрии и о поведении устройства в нештатных ситуациях.

### **Устройство экстренного стирания информации с полупроводниковых электронных носителей**

Фесенко М.В., Хлопов Б.В.

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

Быстрое развитие элементной базы вычислительной техники приводит к тому, что устройства хранения информации устаревают значительно быстрее, чем хранящаяся на них информация. Все это обуславливает необходимость и актуальность разработки и внедрения устройств, обеспечивающих как утилизацию носителей, так и экстренное уничтожение хранящейся на них информации. Отличительной особенностью таких устройств должна быть гарантированная невозможность восстановления информации с любого

фрагмента носителя. Сами устройства должны быть надежными, компактными, простыми в использовании.

В разработанном и созданном опытном образце прибора для экстренного уничтожения информации на носителях информации с энергонезависимой памятью мы использовали комбинированный способ, совмещающий метод воздействия сверхкороткими электромагнитными импульсами и воздействие на управляющие выводы носителя импульсом высокого напряжения.

Разработанная универсальная схема генератора позволяет получать импульсы заданной длительности и энергии. Излучающая система – полеобразующая система в виде спиральной многодрессельной плоской системы – формирует электромагнитное поле с направлением, перпендикулярным плоскости полупроводникового носителя информации. Автоматическая система контроля позволяет измерять рабочие параметры устройства и генерировать управляющие сигналы для индикации и системы управления аппаратурой. Система управления в устройстве уничтожения информации на полупроводниковых носителях обеспечивает мониторинг рабочих параметров аппаратуры, измерение параметров полеобразующей системы, управление этими полями, а также устройствами, обеспечивающими безотказную и надежную работу при эксплуатации аппаратуры.

Представленный в данной работе прибор оригинален, содержит запатентованные конструктивные решения и является одним из первых, который надежно обеспечивает гарантированное уничтожение информации с носителей, в основе которых лежат полупроводниковые элементы. Именно за счет комбинации способов внешнего воздействия достигается надежность и гарантированность. Важной особенностью данного прибора являются разнообразные системы управления и контроля различных параметров систем работы прибора, что также способствует стабильности и качеству его применения.

### **Макет бортового программного обеспечения динамического построения оптимальных маршрутов свободных полетов в условиях ограничений использования воздушного пространства<sup>1</sup>**

Канадин В.Н., Филенкова Е.В., Метлицкая Д.В.

ГосНИИАС, г. Москва

Настоящий период времени характеризуется постоянным увеличением интенсивности воздушного движения. Во многих регионах мира резервы по пропускной способности существующей системы ОрВД исчерпаны. Однако при этом ставятся задачи повышения безопасности, экономической эффективности и регулярности полетов. Одним из путей решения данных задач является предложенная ИКАО

концепция «свободных полетов», в которой в специальных зонах свободных маршрутов (ЗСМ) соответственно оборудованные самолеты смогут лететь по выбранным пилотом маршрутам, не привязанным к заданной постоянной маршрутной сети.

Цель данной работы - разработка алгоритма и макета бортового ПО прокладки оптимальных маршрутов в ЗСМ с учетом ЛТХ самолета, ветра и областей ограничений использования воздушного пространства (ОИВП).

Постановка задачи. Некоторый сектор воздушного пространства объявлен ЗСМ. Внутри данной зоны присутствуют области ОИВП, где запрещено движение воздушного судна. Заданы точки входа и выхода из ЗСМ - трассовые точки на границе зоны. Рассматривается случай подвижных и неподвижных областей ОИВП. Каждая область представлена в виде вертикальной призмы, заданной многоугольником в основании и высотами верхней и нижней граней. Также имеется информация о направлении и величине ветра внутри зоны. В точке входа в зону свободных маршрутов самолет совершает горизонтальный полет на заданной высоте с заданной скоростью, имеет определенный вес. Требуется изменить часть плана полета между точками входа и выхода с учетом облета областей ОИВП и ветра, при этом новый маршрут должен обеспечивать минимальный расход топлива.

В докладе представлен алгоритм и работа макета бортового ПО прокладки оптимального маршрута в ЗСМ с учетом неподвижных областей ОИВП. Алгоритм строит несколько маршрутов с различными вариантами облета областей ОИВП. Из построенных маршрутов выбирается оптимальный маршрут, на котором затраты топлива минимальны.

Для случая с подвижными областями ОИВП, связанными, например, с погодными явлениями, были сделаны допущения о прямолинейности и равномерности движения областей. Считается, что их скорость равна скорости ветра в соответствующей области ЗСМ. При этом для учета движения областей в представленный алгоритм предлагается внести дополнения.

Представленный в докладе алгоритм может использоваться как для этапа предварительного планирования, так и непосредственно на борту ВС во время полета.

<sup>1</sup> Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 11-08-00841-а)

## **Автоматизированный выпуск документации на этапе электрических испытаний бортового комплекса управления**

Хасанова Р.А., Рябушкин С.А., Голубев Е.Н.

ИСС, Красноярский край, г. Железногорск

В настоящее время остро стоит проблема унифицирования документации, сопровождающей разные этапы стендовых и комплексных наземных испытаний. Эта необходимость объясняется динамичным развитием технологий и постоянно растущими темпами производства, внедрением инновационных решений. Чтобы не снижать темпы технического прогресса, нужно максимально автоматизировать процессы жизненного цикла (ЖЦ) изделия. Таким образом, существует техническая проблема, решение которой позволит обеспечить дальнейшее развитие космической отрасли, в частности, расширение области применения полученных ранее результатов испытаний и эксплуатации КА, снижение трудовых затрат и повышение эффективности процессов проектирования и выпуска технической документации. Для решения проблемы требуется создание новой методики разработки документации, сопровождающей этапы жизненного цикла КА. Важное значение имеет этап электрических испытаний (ЭИ) КА, в частности ЭИ бортового комплекса управления (ЭИ БКУ).

Все действия и описание работ описываются в специальном документе – программе-методике испытаний. С помощью информационного пространства появится возможность автоматизации разработки программ-методик и отчетов по результатам испытаний. Т.е. это будет некоей электронной формой, по заполнению которой выходит документ для дальнейшего его согласования с заказчиком, ведущим проекта и испытателями.

Для систематизации огромного количества информации необходимо определиться с выбором базы данных, которая оптимально подошла по нашим требованиям. Был рассмотрен ряд баз, среди которых Microsoft Access, Firebird, MySQL, Oracle. Выбор остановлен на СУБД Firebird, так как она является одной из самых популярных в мире бесплатных, кроссплатформенных систем управления базами данных с открытым исходным кодом. Исходный код этой системы открыт и любой желающий может разрабатывать на его базе собственные некоммерческие проекты. Данная СУБД не требует для своей работы значительных системных ресурсов, что позволяет использовать ее на не самых мощных серверах и на любой платформе. По надёжности, производительности и функциональным возможностям эта система мало в чём уступает признанным лидерам своего класса - Oracle и Microsoft

SQL Server. Firebird полностью бесплатна, она не требует ни регистрации, ни оплаты за поддержку.

Новая разработка может стать эффективным инструментом разработки технической документации на этапе ЭИ БКУ.

### **Алгоритм автоматического управления летательным аппаратом при дозаправке топливом в воздухе**

Оболенский Ю.Г., Похваленский В.Л., Чеглаков Д.И.

РСК «МиГ», ОКБ им. А.И. Микояна, г. Москва

Настоящая работа посвящена решению проблемы создания алгоритма автоматического управления полетом самолета при дозаправке топливом в воздухе. Решению данной задачи посвящено большое количество исследований за рубежом, особенно в США. Авторами данной работы был проведен подробный анализ открытых исследований в данной области. Основываясь на этих материалах, авторы работы предлагают свой вариант алгоритма для комплексной системы управления (КСУ) летательным аппаратом, обеспечивающий контактирование заправляемого летательного аппарата с танкером с высокой степенью вероятности.

В работе рассмотрены требования к выполнению этого режима, негативные факторы, влияющие на характеристики устойчивости и управляемости летательного аппарата при дозаправке топливом в воздухе. В качестве измерительной системы, определяющей рассогласование между положением заправочной штанги и конуса дозаправки, предлагается использовать оптическую локационную станцию, работающую в видимом и инфракрасном диапазонах.

Алгоритм управления делится на две основные части: контур стабилизации заданных значений угловых скоростей крена, тангажа, рысканья (внутренний) и контур отработки рассогласования между положением штанги и конуса (внешний). Для контура отработки заданных угловых скоростей был разработан L1 адаптивный закон управления. Во внешнем контуре были применены наблюдатели состояния для получения первых производных координат рассогласования между положением заправочной штанги и конуса дозаправки.

Для проведения проверочного моделирования и уточнения алгоритма управления самолетом была разработана нелинейная математическая модель летательного аппарата, оснащенного комплексной системой управления, аналогичной по своим аппаратным характеристикам КСУ современного истребителя. Проверочное математическое моделирование проводилось с учетом характеристик датчиков,

элементов системы управления полетом и влияния спутного следа танкера на заправляемый летательный аппарат.

Результаты математического моделирования подтверждают работоспособность алгоритма автоматического управления летательным аппаратом на этапе стыковки заправляемого самолета и самолета-танкера в процессе дозаправки топливом в воздухе. Сравнительный анализ с результатами из других работ показывает приемлемость достигнутой точности и вероятности контактирования.

### **Стратегия формирования информационной безопасности вуза**

Шемяков А.О.  
МАИ, г. Москва

В докладе рассматриваются основные вопросы формирования системы защиты информационной безопасности вуза. Раскрываются основные этапы программы обеспечения безопасности, начиная от оценки рисков, заканчивая распределением ролей и ответственности лиц за безопасность систем. Анализируются способы обеспечения уровней физической и логической безопасности.

### **Особенности цифрового диаграммообразования в современных АФАР на СВЧ**

Кондратьева С.Г., Овчинникова Е.В., Шмачилин П.А., Гиголо А.И.  
МАИ, г. Москва

Развитие радиотехнических систем гражданского, военного и специального назначения приводит к постепенному увеличению требований, предъявляемых к антеннам и антенным системам. Для антенных систем (антенных решёток), как гражданского назначения (антенных систем сотовой связи, передачи информации), так и военного назначения (комплексов радиолокационных станций стационарного и бортового размещения), в последнее время всё сильнее предъявляются требования по увеличению разрешающей способности и многолучёвости в условиях работы в широкой полосе частот и (или) в нескольких диапазонах частот при минимизации стоимости и массогабаритных параметров.

Диаграмма направленности антенной решётки представляет собой угловой пространственный спектр, связанный с амплитудно-фазовым распределением в апертуре – линейным пространственным спектром. Связь между диаграммой направленности и амплитудно-фазовым распределением, как известно, может быть представлена функционалом преобразования Фурье. В данном преобразовании каждый из фазовых множителей определяет разность фаз для каждого из пространственных каналов решётки, связанную с разностью хода волн, которую требуется

скомпенсировать, чтобы получить когерентную сумму сигналов элементов решётки. Каждый из фазовых множителей пространственного преобразования Фурье (ряда Фурье) определяется для одной определённой частоты сигнала – гармоники. При изменении частоты падающего сигнала в этом случае будет наблюдаться эффект частотного отклонения луча, известный в теории антенн как «углочастотная чувствительность». Этот эффект в обычных антенных решётках с линейной аналоговой обработкой сигнала определяет апертурную полосу пропускания.

Как известно, уменьшение уровня бокового излучения может быть обеспечено использованием спадающего к краям амплитудного распределения. Но данный метод, как и метод использования оконной функции дискретного преобразования Фурье приводит к увеличению ширины ДН.

Применение нелинейных методов цифрового формирования диаграммы направленности даёт возможность существенно понизить УБЛ и сузить луч ДН.

Полученный метод даёт возможность формировать луч ЦАР в матричной форме в спектре частот. Определение некоторых элементов матриц ДН в этом случае даст возможность осуществлять процедуру диаграммообразования в требуемом спектре частот и формировать необходимое множество ДН ЦАР требуемой формы. Кроме того, цифровой матричный метод позволяет осуществлять нелинейные преобразования в процессе ЦФДН, дающие возможность улучшить характеристики ЦАР при определённых уровнях сигнал/шум и сигнал/помеха.

### **Моделирование плана сброса информации с тандема космических аппаратов на наземные пункты приема информации**

Летова Т.А., Яковишина Д.Д.

МАИ, г. Москва

Тандем космических аппаратов состоит из двух спутников, выведенных на близкие к круговым орбиты с одинаковым наклоном плоскостей орбиты к плоскости земного экватора и одинаковой средней высотой полета космических аппаратов. Спутники должны находиться в одной орбитальной плоскости и на расстоянии не более 4 км. Такое орбитальное построение необходимо для проведения интерферометрической съемки одной и той же территории земной поверхности двумя разными спутниками и получения трехмерной цифровой модели рельефа Земли.

Формируемый план сброса информации учитывает тот факт, что время входа тандема в зоны радиовидимости пунктов приема

информации и время выхода из зоны радиовидимости для обоих спутников является практически одинаковым. Анализ данных о времени нахождения тандема в зонах радиовидимости, скорости сброса информации на пункты приема информации позволяет судить о невозможности сброса полного объема информации с бортового запоминающего устройства, не прибегая к использованию спутника-ретранслятора. Для формирования плана сброса информации был разработан Моделирующий комплекс, позволяющий на основании начальных условий движения космического аппарата и опорного плана съемки рассчитать зоны радиовидимости космического аппарата пунктами приема информации, зоны радиовидимости космического аппарата спутником-ретранслятором и время начала сброса информации для каждого из космических аппаратов. Программа написана для ОС Windows XP на языке Object Pascal в среде программирования Delphi и использует СУБД Informix.

Разработанный комплекс позволяет:

- осуществить частичный сброс информации с тандема космических аппаратов на пункты приема информации с учетом длин зон радиовидимости пунктов приема информации;
- осуществить полный сброс информации с тандема космических аппаратов, используя спутник-ретранслятор;
- избежать переполнения бортового запоминающего устройства;
- отобразить на фоне цифровой карты местности:
  - каталог объектов,
  - трассы полета космических аппаратов,
- зоны радиовидимости космических аппаратов пунктами приема информации,
- зоны радиовидимости космических аппаратов спутником-ретранслятором.

### **Навигационный комплекс БПЛА с функцией автоматической дозаправки в воздухе**

Яковлев Е.В., Веремеенко К.К.  
МАИ, г. Москва

Дозаправка в воздухе является одним из наиболее сложных маневров при управлении летательным аппаратом (ЛА). Значимость указанного маневра весьма высока: дозаправка позволяет увеличить время пребывания ЛА в воздухе, а, следовательно, и круг его задач и эффективную дальность работы. В настоящее время уже рассматриваются варианты применения дозаправки в гражданской авиации. Автоматизация указанного маневра позволит применять его на беспилотных объектах для расширения выполняемых ими задач, а



впоследствии – использовать как автоматизированный режим на пилотируемых ЛА.

В докладе ставится задача исследования навигационного комплекса, обеспечивающего дозаправку в воздухе, беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). При этом был проведен анализ образцов современных БПЛА в части навигационного обеспечения для формирования статистической выборки используемого навигационного оборудования и оценки возможности реализации режима автоматической дозаправки в воздухе.

Предлагается состав и структура унифицированного навигационного комплекса, как реализуемого с наименьшими затратами на опытно-конструкторские разработки и сертификацию в настоящее время, с учетом комплектации его из серийных изделий и систем. В унифицированном комплексе реализованы как аппаратные, так и алгоритмические методы повышения надежности и точности получения навигационной информации, необходимой для выполнения режима дозаправки в воздухе. При этом учитывалось, что подобный комплекс, вследствие своих массо-габаритных характеристик, может быть установлен либо на пилотируемые ЛА, либо на тяжелые БПЛА.

Основной целью реализации унифицированного комплекса является формирование базового навигационного комплекса, позволяющего реализовать режим дозаправки в воздухе. Это необходимо в дальнейших исследованиях по формированию навигационных комплексов, выполняющих ту же задачу, для более широкого круга ЛА.

### **Верификация механизмов отказоустойчивости по методу внесения неисправностей**

Тузов И.В., Якупов А.Ю.

МАИ, г. Москва

Существенные отличия в механизмах обеспечения надежности приводят к необходимости разработки индивидуальных подходов при проверке реализующих их устройств. Метод внесения неисправностей в модель является наиболее применимым при проверке механизмов отказоустойчивости, но его требуется адаптировать под рассматриваемые механизмы по следующим критериям:

- области схемы и временные интервалы для активации неисправностей;
- моменты времени и длительность наблюдения результатов с учетом распространения ошибок;
- методы анализа, способы сделать вывод о работоспособности механизма;

- достаточность структурного покрытия, специальные наборы тестовых данных, активирующих наибольшее количество путей в системе в зависимости от специфики метода восстановления;

Характерными деструктивными факторами для вычислительных систем на борту космического аппарата являются радиационное воздействие и попадание тяжелых заряженных частиц. Возникающие в результате неисправности могут классифицироваться как сбой (переключение триггера, пульсация) или отказ (устойчивое защелкивание триггера, короткое замыкание, обрыв) в зависимости от возможности самостоятельного восстановления. Рассматривается применение метода внесения неисправностей для проверки механизмов обеспечения надежности, основанных на различных принципах избыточности и их комбинациях:

- временная (повторное вычисление с откатом к контрольной точке);
- информационная (корректирующие коды);
- аппаратная (мажоритарный контроль, автоматическая реконфигурация);
- алгоритмическая (анализ телеметрии, многоверсионное программирование).

Сформулированные в работе правила позволяют корректно и быстро проверить рассмотренные механизмы обеспечения сбое- и отказоустойчивости и сделать вывод об их эффективности. Данные правила применимы в системах, использующих рассмотренные механизмы обеспечения надежности.

### **К вопросу селекции радиолокационных эхо-сигналов на неоднородной подстилающей поверхности**

Янакова Е.С.

НПЦ «ЭЛВИС», г. Москва

Селекция полезных сигналов на фоне коррелированных и некоррелированных помех - основная и важная задача обработки радиолокационного сигнала. Полезный сигнал - это сигнал, отраженный от физического тела (подвижного объекта), полученный методами активной радиолокации на отведенном пространстве (охраняемой территории) на фоне помех (подстилающей поверхности).

Целью данной работы является постановка и формализация задачи обнаружения «полезных» сигналов, отраженных от точечных и дисперсионных объектов на фоне неоднородной подстилающей поверхности, фильтрация коррелированных стационарных помех, оценка потенциальных возможностей синтезированных алгоритмов на неоднородной подстилающей поверхности в различной помеховой обстановке.

В области отведенного пространства  $\Omega$  рассматривается  $M$  точечных или групповых независимых источников отражения полезных с равновероятными начальными фазами несущих колебаний и со случайными от наблюдения к наблюдению и постоянными на интервале наблюдения рэлеевскими амплитудами,  $L_n$  точечных или групповых независимых друг от друга и от полезных сигналов коррелированных стационарных флуктуаций (помех), и дельта-коррелированного по пространству и времени шума подстилающей поверхности.

Согласно теории статистических решений минимальной достаточной статистикой при решении задачи обнаружения «полезного» сигнала является корреляционный интеграл. Проведенные исследования показали, что оптимальная обработка принимаемых колебаний связана с воздействием случайных сигналов с равновероятными начальными фазами несущих колебаний и со случайными от наблюдения к наблюдению и постоянными на интервале наблюдения рэлеевскими амплитудами или коррелированных стационарных помех.

В реальных условиях в зоне обзора обычно присутствуют один или несколько точечных или дисперсных объектов, поэтому решение задачи выделения полезных сигналов на фоне помех сводится к решению следующих подзадач: обнаружения точечных и дисперсионных объектов, фильтрации коррелированных стационарных помех, оценки потенциальных возможностей синтезированных алгоритмов на неоднородной подстилающей поверхности в различной помеховой обстановке.

## **6. Экономические проблемы аэрокосмического комплекса**

### **Программно-технические решения автоматизированной системы управления качеством жидкостных ракетных двигателей**

Сухоруков В.Н., Алёхин М.И.

«ВМЗ» - филиал ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Воронеж

Обеспечение качества продукции является одной из главных задач, решаемых на предприятиях, в рамках управленческой деятельности. Для разработки и реализации обоснованных управленческих решений по обеспечению качества продукции на всех этапах ее жизненного цикла необходимо иметь в режиме on-line достоверную информацию по всем технико-экономическим показателям.

В этой связи на предприятиях ракетно-космической отрасли исключительную актуальность приобрела проблема внедрения и эксплуатации автоматизированных систем управления качеством (далее АСУ качеством). Одним из условий эффективного функционирования АСУ качеством и информационного взаимодействия участников жизненного цикла изделий является наличие информационно – аналитической подсистемы сбора, регистрации, хранения и обработки данных о качестве.

В настоящее время специалистами завода разработано и внедрено в эксплуатацию прикладное программное обеспечение АСУ качеством глубоко интегрированное в систему управления предприятием. Функционирование АСУ качеством осуществляется через ее интегрированную информационную поддержку, необходимые информационные потоки поступают в неё своевременно и в полном объеме из подсистемы сбора данных о качестве, системы управления инженерными данными (PDM-системы) и системы управления ресурсами предприятия (ERP – системы).

Внедрение АСУ качеством на оперативном уровне позволило:

- обеспечить своевременное выявление и устранение причин несоответствий в процессе конструкторско-технологической подготовки производства, изготовления и эксплуатации изделий;
- своевременно представлять планово-диспетчерской службе предприятия данные для запуска в производство материалов, заготовок или деталей взамен не соответствующих установленным требованиям;
- обоснованно назначать корректирующие (предупреждающие) действия и объективно оценивать эффективность предпринятых действий;
- проводить анализ и оценку затрат на обеспечение качества изделий.

Разработанные программы обеспечивают развитие информационных технологий в направлении использования международных стандартов, известных как CALS или ИПИ – технологии. На прикладное программное обеспечение АСУ качеством Федеральной службой по интеллектуальной собственности выданы свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ.

**Актуализация оценки экономической эффективности повышения надежности электронных компонентов аппаратуры спутниковой навигации**

Бондарейко А.А., Бондарейко Е.А.  
МАИ, г. Москва

Проблема обеспечения качества продукции всегда привлекала внимание ученых, разработчиков и потребителей. Еще более остро она стоит в настоящее время в связи с переходом на рыночную экономику, обострением конкуренции отечественных производителей, как между собой, так и иностранными компаниями. Особое значение данная проблема имеет в отрасли электроники, уровень развития которой определяет темпы технического прогресса во всех остальных отраслях. При этом повышение качества должно осуществляться с учетом экономической эффективности, так как его границы определяются в конечном итоге не техническими возможностями, а экономической целесообразностью.

Надежность – один из главных показателей качества изделия, выполняющего заданные функции, свойство сохранять эксплуатационные показатели в заданных пределах в течение заданного промежутка времени. Надежность, характеризуемая соответствующими показателями, является общим технико-эксплуатационным показателем большинства изделий.

Чем выше требования к надежности электронных компонентов, тем выше затраты на стадии проектирования и производства, так как значения показателей качества закладываются на ранних этапах жизненного цикла изделий и существенно повлиять на них в процессе эксплуатации затруднительно. Повышение данных показателей непосредственно связано с применением инновационных технических решений. Это ставит перед производителями целый ряд непростых задач, особенно на первоначальном этапе применения новшеств. В то же время повышение уровня надежности позволяет снизить затраты в процессе эксплуатации изделий и вероятность возникновения материального ущерба вследствие сокращения количества отказов изделия. Полная реализация надежности электронных компонентов позволит повысить производительность, а, следовательно, и улучшить

экономические показатели работы. При низком уровне надежности происходит рост доли брака в общем объеме изделий, затрат на обслуживание и ремонт, что снижает конкурентоспособность изготавливаемой продукции. Кроме того, в ряде отраслей, например, в космическом приборостроении, низкая надежность электронных компонентов может привести к огромным финансовым потерям.

Все вышеизложенное позволяет определить надежность как важнейшую экономическую категорию. Установление и соблюдение оптимальных сроков службы изделий - одно из главных условий повышения эффективности производства как отдельно взятого предприятия, так и отраслей производства в целом. Целесообразная степень повышения надежности электронных компонентов аппаратуры спутниковой навигации должна зависеть от их назначения, сферы применения и условий эксплуатации.

### **Стимулирование экономической активности на 2012-2016 гг.**

Галенков А.А.  
МАИ, г. Москва

Центр начинающего предпринимательства создан в структуре НИЧ МАИ в октябре 2012 года в рамках реализации подпрограммы «Развитие малого и среднего предпринимательства в городе Москве на 2012-2016 гг.»

Государственной программы города Москвы «Стимулирование экономической активности на 2012-2016 гг.».

Цели и задачи центра:

Оказание студентам и аспирантам университета организационных, информационных, методических и консультационных услуг, направленных на развитие и продвижение инновационных проектов, а также при формировании проектных коллективов и создании и регистрации малых предприятий.

Оказание консультационных услуг и практической помощи при государственной регистрации результатов интеллектуальной деятельности, созданных молодежными проектными коллективами и субъектами малого предпринимательства, созданными на их основе. Продвижение молодежных инновационных проектов через специализированные выставочно-ярмарочные мероприятия.

Популяризация идей предпринимательства среди студентов и аспирантов университета и организация их взаимодействия с городскими и окружными структурами поддержки малого и среднего предпринимательства.

Осуществление взаимодействия с Некоммерческим партнерством «Московский центр развития предпринимательства» для обеспечения

эффективности в реализации задач ЦНП МАИ и программ поддержки молодежного предпринимательства.

В рамках работы центра проводятся семинары по бизнес-планированию, искусству презентации проектов, управлению проектными коллективами, личностному росту.

Предполагаемым результатом на ближайшие 3 года станет получение стороннего финансирования, такого как привлечение инвестиций, грантовая поддержка и субсидии, не менее чем для 150 бизнес-проектов студентов и аспирантов.

### **Создание иерархической системы принятия решений по управлению инновационными проектами и программами**

Дзарданова С.В., Зуева Т.И., Лужанский Б.Е.

МАИ, г. Москва

Целью исследования является разработка иерархической системы принятия решений по управлению инновационными научно-техническими (техничко-экономическими) проектами (и программами), обеспечивающей:

Рыночный подход к формированию глобального интегрального критерия эффективности.

Принцип согласования частных управленческих решений, принимаемых локальными элементами системы, с глобальным критерием эффективности системы (проекта).

Сокращение затрат на разработку и функционирование автоматизированных систем управления и проектирования.

Универсальный характер и возможность адаптации системы для различных уровней управления проектами, различных целей и содержания проектов и программ, а также для различных этапов жизненного цикла.

Основными направлениями решения поставленной задачи являются:

Разработка и использование имитационной модели иерархической системы управления проектом, включающей систему внешнего математического обеспечения (для принятия решений на глобальном уровне) и имитационных моделей для принятия решений для каждого из рассматриваемых локальных элементов (подсистем).

Использование для управления концепцией в качестве главного критерия эффективности системы рыночной стоимости инновационного бизнес-процесса, учитывающего все этапы жизненного цикла системы.

Использование в качестве главного критерия эффективности для локальных одноцелевых проектов - конкурентоспособной рыночной стоимости результата проекта (продукта, объекта, услуги и т.п.),

который является прямой модификацией более общего критерия – рыночной стоимости инновационного бизнес-процесса.

Использование для управления локальными подсистемами инновационного объекта либо непосредственно конкурентоспособной рыночной стоимости результата проекта, либо локальных модификаций – его приращений, определяемых на уровне локальных элементов (подсистем).

Новизна предлагаемого подхода заключается в следующем: в качестве главного глобального критерия эффективности (и его локальных модификаций на всех уровнях управления) используется категория рыночной стоимости, которая прямо зависит от сложившихся или прогнозируемых рыночных условий.

### **Особенности управления производством авиадвигателей в условиях единого информационного пространства**

Духова Д.А., Тихонов А.И.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является выявление совокупности экономических отношений, возникающих в процессе планирования на авиационном предприятии. Авиационное двигателестроение сегодня претерпевает не лучшие времена. В последние годы интерес к проблемам управления производством авиадвигателей существенно возрос. Одной из причин этого обстоятельства следует обогатить по содержанию и усложнение по методам решения задач организации производства и реализации возможностей авиатранспортных предприятий.

Предприятие авиационного двигателестроения представляет собой некоторый целостный организм, который должен устойчиво функционировать повседневно и должен проявлять заботу об успешной деятельности в будущем, опираясь на достижения науки и техники, в частности в области высоких технологий и информационных систем.

Возможность повышения эффективности управления авиадвигательным производством в настоящий момент видится в интеграции информационных систем различных уровней в единое информационное пространство.

В процессе формирования единого информационного пространства в производстве авиационных двигателей должны быть учтены следующие специфические особенности отрасли:

большая длительность разработки самолетов и вертолетов (разработка двигателей к ним должна начинаться примерно на 5 лет раньше);  
длительная отработка двигателей;



постоянное ужесточение норм по уровням воздействия авиации на окружающую среду;

необходимость обеспечения высокого технического уровня гражданской авиационной техники с учетом постоянно возрастающих требований по безопасности полетов на воздушном транспорте.

В ходе исследования учитывались взаимосвязи различных видов планирования: стратегического, тактического, оперативного и бизнес-планирования и положительный опыт в области использования западных разработок, таких как Business Intelligence, Process Intelligence, ERP, ERP II, SAP Business Objects и др.

Сложность работы заключается в том, что каждое авиадвигательное предприятие уникально и нуждается в обеспечении экономической и политической безопасности, поэтому для каждого из них может существовать своя единственная разумная система управления и своя организационная структура производственных подразделений.

### **Новая модель оценки эффективности стратегии организации**

Ершов Д.М.

МАИ, г. Москва

В работе [1] была представлена количественная модель оценки эффективности стратегии (КМОЭС) организации, разработанная на основании концепции сбалансированной системы показателей. Одним из основных этапов оценки эффективности стратегии согласно КМОЭС является вычисление оптимального распределения ресурсов организации, т.е. распределения, максимизирующего значение взвешенной совокупности уровней достижения ее стратегических целей. Для формального представления модели использовался аппарат матричной алгебры, что позволило сформулировать проблему оптимизации распределения ресурсов как задачу линейного программирования.

При попытке применить описанную модель для планирования ресурсов предприятия микроэлектронной промышленности ООО «ЭСТО-Вакуум» мы столкнулись с необходимостью принимать во внимание следующие дополнительные условия, учет которых не предусмотрен в исходной модели:

Период планирования делится на множество промежутков времени, для каждого из которых заданы доступные объемы ресурсов. Внутри каждого промежутка времени ресурсы распределены равномерно. Для каждого вида ресурсов определено, является ли он накапливаемым или нет.

Уровни достижения стратегических целей организации могут быть связаны линейными ограничениями, ограничениями типа «минимум» и ограничениями, определяющими последовательность их исполнения.

Для достижения стратегических целей требуется выполнение набора (программы) стратегических мероприятий. Каждой стратегической цели может быть поставлено в соответствие множество программ, направленных на ее достижение.

Каждой программе ставится в соответствие граф, определяющий влияния исполнения входящих в нее мероприятий на достижение цели, соответствующей данной программе.

Мероприятия характеризуются параметром ресурсоемкости и минимального времени исполнения.

В результате исследования предложен алгоритм построения последовательности верхних и нижних оценок оптимального значения критерия задачи распределения ресурсов, разность между которыми стремится к нулю при устремлении количества итераций алгоритма к бесконечности.

Литература:

Hell M., Vidačić S., Garača Z. “Methodological approach to strategic performance optimization”, *Management*, Vol. 14, No. 2, 2009, pp. 21–42. Адрес в Интернете: [hrcak.srce.hr/file/74195](http://hrcak.srce.hr/file/74195)

### **Аэропорт и авиакомпания: взаимодействие на мировом авиатранспортном рынке**

Железная И.П.  
МГТУ ГА, г. Москва

В условиях международной конкуренции на авиатранспортном рынке становится актуальным поиск эффективной модели взаимодействия аэропорта и авиакомпании. Количество пассажиров у авиакомпании и аэропорта будет определяться эффективностью модели их взаимодействия и может привести к взаимному росту.

В основе взаимоотношений аэропорта и авиакомпании лежит классическая модель взаимодействия между покупателем и продавцом. Данная модель включает в себя следующие элементы: окружающую среду, характеристики участников, атмосферу отношений, процесс взаимодействия и стратегический результат.

Чем больше аэропорт или авиакомпания, тем больше он/она доминирует в партнерских отношениях, диктует свои условия. Большие аэропорты находятся в более выгодном положении, чем региональные, небольшие. Крупные аэропорты – хабы диктуют свои условия авиакомпаниям, а крупные авиакомпании оказывают существенное влияние на развитие регионального аэропорта.

Можно выделить факторы, ведущие к увеличению объема перевозок, зависящие как от аэропорта, так и от авиакомпании. Объединение усилий авиакомпаний и аэропорта по привлечению пассажиров дает возможность роста доходов обоих участников авиатранспортного рынка.

Уровень взаимодействия между авиакомпанией и аэропортом определяется эффективностью координации, соответствующего контроля и стимулирования спроса. Одним из таких механизмов является участие в акционерном капитале друг друга. Таким образом, авиакомпания и аэропорт заинтересованы в совместном стратегическом планировании, проведении исследований внешней среды и поведения потребителей, формировании совместных программ продвижения авиатранспортных услуг и улучшении наземного обслуживания пассажиров в аэропорту.

Таким образом, каждый из участников получает дополнительный эффект и прибыль от совместных, доверительных отношений.

### **Внедрение электронного бизнеса на предприятия авиационной промышленности России**

Ильина Д.И., Афанасьева О.А.  
МАИ, г. Москва

Электронная коммерция (е-бизнес) не случайно подобно буре ворвалась в мир бизнеса. С ее помощью стало возможным активизировать маркетинговую деятельность, уменьшить затраты на организацию взаимодействия с поставщиками, более точно отслеживать выполнение заказов, снизить расходы на реализацию и проведение операций, расширить масштаб сотрудничества с помощью использования передовых информационных технологий и улучшить обслуживание клиентов. Е-бизнес позволяет производителям поддерживать, расширять и контролировать связи с потребителями в условиях сильного давления со стороны конкурентов.

Производители могут предоставить своим клиентам отдельный портал, предназначенный для приема заказов, быстрого ответа на запросы по характеристикам продуктов, разнообразия цен и скидок, наличия ассортимента товаров и текущего состояния заказа.

В России число пользователей интернета старше 15 лет в марте 2012 года составило 56 млн. человек — это пятый показатель в мире после Китая (333,3 млн.), США (190,7 млн.), Японии (73,5 млн.) и Индии (56,3 млн.). По данным comScore, за последний год число пользователей рунета выросло на 18%. Быстрее интернет-аудитория росла только в Индии (32%), Италии (24%) и Мексике (22%).

Предприятия авиационной промышленности также стремятся использовать новые возможности, предоставляемые сетевой средой, и интегрируются в сферу интернета. Данные предприятия заинтересованы в расширении круга смежников, налаживании отношений с ними в реальном времени, оптимизации бизнес – процессов, организации пред- и послепродажного обслуживания покупателей и так далее.

В статье анализируются сайты таких компаний как ОАО «Компания «Сухой»; ОАО «Российская самолетостроительная корпорация «МиГ»; ОАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина», ОАО «Гуполев», ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева», приводятся их особенности и недостатки.

На каждом из этих сайтов реализована возможность просмотра информации на русском и английском языках, размещаются данные о самой компании, ее продукции, проектах (в т.ч. международных), дается раскрытие информации для акционеров и инвесторов.

Наиболее развитый сайт представлен ОАО «Компания «Сухой»: в разделе логистическая поддержка размещена информация о модернизации, ремонте, обучении и консультации, поставке запчастей, практическом содействии, сервисных технических центрах, техническом обслуживании.

В статье приводятся рекомендации по улучшению функционала сайтов компаний.

### **Определение эффективного механизма нормирования временных затрат на изготовление специальной одежды**

Карамышева Н.А.

НПП «Звезда», г. Москва

Целью доклада является рассмотрение вопросов, связанных с методами прогнозирования и нормирования временных затрат, базирующихся на конструктивно-технологической сложности (КТС) производственной номенклатуры изделий, а именно специальной одежды.

В производственных условиях наукоемких предприятий, таких как ОАО «НПП «Звезда», выполняются не только разработки уникальных средств спасения жизни, но и разработки специальной одежды, предназначенной для защиты человека в условиях воздушной и водной среды, обеспечивающей высокую работоспособность человека в экстремальных условиях.

В настоящее время остается проблема, связанная с определением прогнозируемой трудоемкости на этапе разработки конструкторской документации (КД) на специальную одежду, которая является не просто

швейным, а сложным многофункциональным комплексным изделием, сочетающем в своем производстве такие виды работ как: раскройные, швейные, слесарные, механосборочные, сварочные, клеечные, электромонтажные.

При разнообразии методов нормирования, в данный момент, не существует универсального и единого метода в определении наиболее значимых конструктивно-технологических параметров, влияющих на трудоемкость комплексного швейного изделия. Оценка прогнозирования снижения трудоемкости изготовления, на этапе разработки КД базируется на субъективных взглядах специалистов и имеет погрешность в диапазоне  $\pm 20\%$ . Определение плановой трудоемкости серийного образца, проводится путем снижения итоговой суммы затрат на технологические переделы, на определенный процент, в зависимости от размера планируемой партии изготовления, что приводит к ошибочным данным, при расчете планируемой мощности производства.

Для сокращения погрешности и повышения эффективности решения задач, связанных с определением перспективной трудоемкости изготовления в серии, были исследованы конструктивно-технологические параметры различных технологических переделов и выделены наиболее значимые, влияющие на КТС изделия. По мнению автора, наиболее эффективным, при расчете процента снижения трудоемкости для серийного образца, является применение поправочных коэффициентов, показывающих КТС технологического передела относительно других переделов, применяемых при изготовлении изделия, учитывая при этом размерность партии.

Актуальность решения задачи установления обоснованной трудоемкости как с научной, так и с практической точки зрения, приводит к необходимости разработки единого способа нормирования комплексных изделий, на этапе разработки конструкторско-технологической документации на предприятиях авиапрома.

### **Внедрение Системы менеджмента знаний как средство повышения эффективности учебного процесса в вузе**

Доброва К.Б., Кириченко Н.В., Комарова А.М.

МАИ, г. Москва

Внедрение системы менеджмента знаний (СМЗ) в вузе является актуальной задачей, способствующей повышению эффективности учебного процесса. СМЗ разработана и утверждена в 2010 году национальным стандартом Российской Федерации ГОСТ Р 53894 – 2010 «Менеджмент знаний. Термины и определения.». Основной целью данного стандарта является научный подход к решению самых

разнообразных проблем: методических организационных, социальных, экологических и их внедрение в учебный процесс, способствуя лучшему усвоению материала, принося пользу самим студентам и способствуя их карьерному росту. Стандарт рекомендует применять четкое определение используемых в учебном процессе терминов и понятий. Использование общепринятой терминологии в учебе и в процессе работы приводит к большому экономическому эффекту. СМЗ позволяет идентифицировать задачи, наиболее полно отвечающие специфическим требованиям учебного процесса. СМЗ рекомендует оценить организационно-правовые аспекты, профессиональную этику, культуру, социальные и психологические аспекты, помогает воспитывать у студентов организационную культуру, использовать свои способности и знания в качестве инвестиционного капитала. Краткое определение знаний – это набор данных и информации. В более широком аспекте знания включают различные комбинации новой технологии, опыта, значений величины, идей, интуиции, мотивации, стилей обучения, отношения, способности доверять, способности решать сложные проблемы, открытости, умения работать в компьютерной сети, коммуникабельности, отношения к риску, наличия духа предпринимательства. Внедрение СМЗ способствует коммерциализации научных достижений и является ключевым фактором в бизнесе и управлении.

### **Государственная политика России в области повышения производственного потенциала авиационного транспорта**

Кравченко В.О., Рыбаков А.В.  
Росстат, г. Москва

Глобализация интеграционных процессов, необходимость преодоления кризисных явлений в экономике актуализируют проведение исследования государственной политики в области повышения производственного потенциала отечественного авиационного транспорта, как важнейшего элемента обеспечения экономической и политической состоятельности Российского государства, его конкурентоспособности на международных рынках авиауслуг.

В настоящее время государственная политика в области сбалансированного и эффективного развития всех видов транспорта, включая расширение производственного потенциала отрасли, превращение географических особенностей страны в ее конкурентные преимущества осуществляется в соответствии с Транспортной стратегией Российской Федерации на период до 2020 года и

разработанной в 2011 году Минтранс России Концепцией развития грузовых авиаперевозок в Российской Федерации.

К приоритетным направлениям этой политики относятся: модернизация отечественного авиационного комплекса на основе создания корпораций мирового уровня в ключевых сегментах авиастроения; реформирование структуры авиационных перевозок с учетом увеличения внутреннего спроса на авиауслуги и развития региональных и местных воздушных перевозок; восстановление аэропортовой сети, включая создание аэропортов – хабов (прежде всего на основе бизнес-моделей «авиа-авиа» и «авто-авиа»); повышения конкурентоспособности отечественных авиаперевозчиков на мировых рынках транспортных авиауслуг на основе оснащения авиакомпаний современными воздушными судами, отвечающими мировым требованиям по топливной эффективности, шуму, эмиссии, комфорту для пассажиров, ресурсным характеристикам, стоимости и трудоемкости обслуживания и ремонта; обеспечение безопасности полетов и авиационной безопасности; либерализация международных авиаперевозок и нормативно-правовое регулирование деятельности логистических операторов.

Успешность реализации этих направлений определяется научной обоснованностью принимаемых решений по вопросам целеполагания масштабов государственного регулирования деятельности эксплуатантов по развитию производственного потенциала воздушного транспорта, его транзитных возможностей.

Задача наращивания производственного потенциала авиационного транспортного комплекса в современной России решается через федеральные целевые программы, международное сотрудничество, оперативное реагирование на возникающие проблемы, выстраивание перспективы дальнейшего развития с учетом мировых тенденций и опыта. Содержание государственного участия в решении этой задачи включает в себя разноплановые мероприятия, реализующие политику в сфере авиатранспорта. Среди основных мероприятий важное место занимают следующие: обеспечение определенной открытости российского воздушного пространства; активную финансовую господдержку инвестиционных проектов, включая международные проекты по авиаперевозкам; формирование выгодных для России международных авиационных альянсов; проведение модернизации авиатранспортной инфраструктуры с учетом приоритетного развития транзитных международных транспортных коридоров; совершенствование экономических режимов использования воздушных коридоров, проходящих через пространство Российской Федерации; развитие информационных систем всей инфраструктуры транзитных

авиаперевозок, ускоряющих доставку транзитных пассажиров и грузов; создание при участии государства национального логистического оператора транзитных перевозок.

Осуществление государственной политики в области повышения производственного потенциала отечественных авиаперевозчиков позволит России обеспечить создание необходимых условий для расширения и укрепления национальных внешних связей, превращения ее в международный авиационный транспортно-коммуникационный мост между регионами и континентами, включения в мировые процессы консолидации авиационного бизнеса экономической реинтеграции постсоветского пространства, более эффективного решения проблем геополитического и геоэкономического характера.

### **Эффективность управления экспортным потенциалом предприятия**

Кузьмина Е.В.

СГАУ, ЦСКБ-Прогресс, г. Самара

В статье проводятся анализ и оценка мирового космического рынка и приведены возможные пути его развития.

Экспортный потенциал предприятия – это совокупные возможности предприятия, которые имеются в наличии и могут быть мобилизованы для решения стоящих перед предприятием задач по самосохранению и развитию на мировом рынке посредством экспорта потребительских ценностей с учетом воздействия факторов внешней среды. Эффективность использования экспортного потенциала во многом определяет коммерческий успех предприятия на внешнем рынке.

Ключевые факторы успеха отечественных предприятий в конкурентной борьбе на внутреннем и мировом рынках должны быть, в первую очередь, связаны с гибким реагированием на потребность рынка. Это предполагает разработку совокупности продуктовых и процессных инноваций, направленных на повышение качества производимой продукции, расширение уровня диверсификации производственной деятельности, использование нетрадиционных финансово-экономических инструментов и схем для ее обеспечения.

На сегодня свыше 130 государств так или иначе причастны к различным космическим программам, более 40 из них имеют собственные космические аппараты. Всего восемь стран мира в полной мере обладают инфраструктурой для космической деятельности - Россия, США, Франция, Япония, Китай, Индия, Украина и Израиль. В ближайшие годы этот список могут пополнить Южная Корея и Бразилия.

Главными целями космической политики Российской Федерации были определены модернизация, укрепление и эффективное



использование космического потенциала Российской Федерации в интересах повышения экономической и оборонной мощи страны, обеспечения ее безопасности, развития науки и техники, решения социальных проблем, расширения международного сотрудничества.

Учитывая высокий уровень конкуренции на мировых рынках, постоянно возрастающую сложность и расширение производственных процессов, а также ужесточение требований к качественным характеристикам производимой продукции, необходимо провести анализ рынка и определить возможные стратегии развития производства.

Проведенный анализ позволил нам определить, что на мировом космическом рынке существует потребность в новых экономически эффективных, высоконадежных РН. Для создания подобных ракет в короткий срок и с минимальными затратами необходимо вести работы по поиску новых технических, эксплуатационных и организационных решений.

### **Совершенствование системы технического обслуживания и ремонта авиационного предприятия**

Лужанский Б.Е., Марасанов Л.О.

МАИ, г. Москва

В настоящее время на авиационных предприятиях операции, связанные со сбором информации, планирование и управление процессом технического обслуживания и ремонта (ТОиР) авиационной техники (АТ), в основном, производятся вручную. Инженерно-техническому составу (ИТС) в процессе оперативного технического обслуживания приходится работать с информацией, представленной в виде бумажной документации. Инженеру приходится вручную проводить работу по поиску необходимой информации, обрабатывать огромное количество документации, что сокращает время занятия непосредственно инженерной работой. Возникает возможность утери и пропуска важных данных, появление ошибок и неточностей из-за большого количества обрабатываемой информации, а также невнимательности и усталости инженера.

Рост объема обрабатываемых данных требует новых технологий учёта и обработки. Для этого в настоящее время применяются персональные компьютеры (ПК) с их возросшими вычислительными мощностями и способами представления информации. Использование компьютерных технологий позволит быстро и безошибочно производить расчёты и обрабатывать большие массивы данных.

В этой связи возникла необходимость создания компьютеризированной системы информационного обеспечения ТОиР

АТ. Наличие чётко функционирующей электронной системы информационного обеспечения во многом способствует успешному решению задачи высокой эффективности технической эксплуатации АТ. Внедрение системы на базе современных ПК окажет существенную помощь в информационном обеспечении процесса эксплуатации, что в свою очередь привело бы к уменьшению затрачиваемых времени и средств на ТОиР АТ.

Целью данной работы является создание компьютеризированной системы информационного обеспечения ТОиР АТ на базе современных телекоммуникационных технологий, позволяющих обеспечить полноту, достоверность, непрерывность и своевременность необходимой в процессе ТОиР АТ информации.

В работе предлагается провести анализ фактических финансовых и временных затрат на ТОиР АТ авиационного предприятия, разработать конкретные предложения по улучшению и/или модернизации существующей на предприятии системы ТОиР АТ. Также необходимо будет дать оценку эффективности предлагаемых изменений и оценить общий экономический эффект от внедрения предложений.

### **К вопросу о формировании конъюнктурно-обусловленной стратегии трансформации авиадвигателестроительного предприятия России**

Милоданова Ю.А.

МАИ, г. Москва

В данной работе выявляются особенности функционирования и развития мировых ведущих авиадвигателестроительных компаний. Выделяются перспективные направления стратегии конъюнктурно обусловленной трансформации авиадвигателестроительного предприятия России. Разрабатывается базовая схема кооперации поставщиков и заказчиков с целью своевременного исполнения контрактов на поставку товарного предложения авиадвигателестроительного предприятия.

В ходе исследования выявлены и теоретически обоснованы особенности двигателестроительных рынков. Теоретическая значимость работы состоит в том, что она представляет собой детальную классификацию крупнейших мировых производителей двигателей и поставщиков комплектующих деталей отрасли двигателестроения в рамках современной парадигмы науки маркетинг с перспективой применения предложенной структуры в прикладных целях. Полученные в ходе исследования гипотезы могут быть использованы при проведении трансформаций и адаптационных преобразований не только двигателестроительных предприятий, но и других предприятий

авиационно-промышленного комплекса России, что существенно расширяет общетеоретическую значимость выдвинутых положений.

Рассмотренные ключевые характеристики двигателестроительного рынка, представленного как совокупность основных субъектов, позволяют выявить основных по уровню рыночной силы конкурентов, понять факторы, обуславливающие их рыночную долю. Оценить характер и динамику рыночных процессов и разработать актуальные способы выживания на мировом рынке.

Всесторонняя структуризация авиационно-промышленного рынка производится не только с точки зрения повышения уровня конкурентоспособности товарного предложения, но и лежит в основе дальнейшей исследовательской работы по формированию организационно-экономического механизма стратегии конъюнктурно обусловленной трансформации авиадвигателестроительных предприятий России.

### **Оценка научно – технического уровня авиационных двигателей как основы их конкурентоспособности**

Зеленцова Л.С., Тихонов А.И., Мокроусова Е.И.

МАИ, г. Москва

Стратегический прорыв России в число ведущих государств системы мирового хозяйства требует форсирования решения проблемы конкурентоспособности, прежде всего, в базовых отраслях экономики, в т.ч., и в авиационной промышленности, одной из самых динамично развивающихся отраслей которой является двигателестроение. На мировом рынке двигателестроения относительно устойчивым спросом пользуются российские авиадвигатели военного назначения (ряд крупных контрактов для комплектации семейств Су-27 и МиГ-29, истребителей J-10) . Однако, ввиду активизации развития аэрокосмической промышленности традиционных покупателей продукции российского авиастроения, конкурентные преимущества России могут быть потеряны. В области гражданского авиадвигателестроения рост заказов на новые авиалайнеры и перспективные акценты авиастроения усиливают конкурентную борьбу на соответствующих сегментах рынка двигателей (проекты CFMI (двигатель CFM56, развертывание двигателей семейства Leap (Airbus A320NEO, Comac C919 , Boeing 737MAX)) и P&W (PW1100G для Airbus A320NEO); компании GE (с GE9X ), Rolls-Royce (проектируемый RB3025), P&W (также PW1000G); создания семейства MC-21 и др.).

Ключевым ориентиром ОПК «Оборонпром», ОДК, а также Стратегии развития газотурбинного двигателестроения до 2025 г., является наращивание конкурентных преимуществ российских

моторостроителей (поддержка современной инженерной мысли для разработки и реализации перспективных проектов, переориентация продукции на внешний рынок (до 40%), закрепление России в пятерке мировых лидеров – производителей, рост объемов производства в 2 - 4 раза и др.). В условиях объективного роста стоимости и времени разработки двигателей как основных тенденций мирового авиационного двигателестроения актуализируется необходимость обеспечения конкурентоспособности будущих конструкций.

Оценка конкурентоспособности авиадвигателей позволяет выявить существенные их особенности и разработать модели поведения субъектов оценки. Решение стратегических задач повышения конкурентоспособности авиадвигателей должен обеспечить комплексный подход к построению модели ее оценки, учитывающий системное свойство индикаторов оценки. Структурирование совокупности оцениваемых параметров позволило применить дифференцированный метод оценки конкурентоспособности. Для визуализации результатов был использован инструментарий графического моделирования – построение профилей конкурентоспособности на выбранном оценочном поле (на примере сравнения научно – технического уровня двигателей семейства АЛ-31Ф и их конкурентов).

### **Модель обоснования стратегии развития авиационной промышленности с позиций общегосударственных интересов**

Молчанова Е.В., Клочков В.В.

МАИ, г. Москва

Для России в настоящее время принципиально важным является определение своей роли в мировом разделении труда в авиационной промышленности. Основной стратегический выбор предстоит сделать по следующему вопросу: ориентироваться ли на удовлетворение потребностей самой России (в т.ч. специфических) в инновационной продукции или выбрать экспортную ориентацию? Подход к оценке эффективности различных вариантов развития данной высокотехнологичной и наукоемкой отрасли должен быть системным и учитывать показатели общественной (в т.ч. мультипликативные эффекты), коммерческой и бюджетной эффективности.

Предлагается модель, целевой функцией в которой является дефицит госбюджета, а рентабельность частных инвестиций в авиастроение, доступность перелетов во временном и стоимостном измерении и прочее рассматриваются как ограничения. Ключевые положения модели:

поведение системных интеграторов (СИ) описывается моделью стратегического позиционирования российского и зарубежного гражданского авиастроения на двухсекторном рынке;

финальная продукция российских и зарубежных системных интеграторов и специализированных производств (СП) считается однородной;

СИ получают выручку, реализуя авиатехнику, и несут затраты, приобретая компоненты и производственные услуги у СП;

СП, получая выручку за комплектующие изделия и производственные услуги, полностью распределяют ее на зарплату своим сотрудникам;

постоянные затраты на разработку (НИОКР) несут СИ, а уплачивают соответствующие суммы российским или зарубежным инженерам;

прямые затраты СП определяются затратами на оплату труда (с учетом эффекта обучения);

возможна экономия трудозатрат СП (за счет технологической и конструктивной общности изделий разных секторов российской и зарубежной авиатехники) и затрат на НИОКР (при «оптовом» заказе СИ).

Дефицит бюджета (целевая функция) оценивается как разность субсидий (на компенсацию возможных убытков российского СИ, недостаточного уровня доходов российских рабочих и инженеров, повышенных затрат на содержание аэродромной сети и перелеты населения) и суммы налогов – на прибыль СИ и на доходы физических лиц-работников СП в России.

Таким образом, для системного обоснования стратегии развития отрасли следует найти такие стратегии российских системного интегратора и производителя компонент, которые приведут к минимальному дефициту госбюджета. В докладе приводятся первые результаты формализации описанной проблемы и исследования полученных моделей.

### **Формирование стратегии ОАО «Опытно-конструкторское бюро им. А. С. Яковлева»**

Гритченко В.В., Наполова Е.И.  
МАИ, г. Москва

На данный момент конкурентный рынок продаж новых самолетов в России практически отсутствует. Реализация продукции на внутреннем рынке осуществляется в основном по государственным заказам, которые формируются на основе конкурсных отборов проводимых правительственными комиссиями. С целью выработки рекомендаций по управлению предприятием и реализуемыми проектами был проведен технико-экономический анализ деятельности предприятия по основным

показателям и анализ внешней и внутренней среды, рассмотрены различные возможные стратегии развития предприятия, проанализированы факторы, влияющие на деятельность предприятия, в результате чего была разработана стратегия организационно-экономического развития предприятия.

Предложена стратегия модернизации производства и продукции, которая является приоритетной по глобальному вектору приоритетов, позволит удовлетворять существующий спрос на продукцию и нарастить мощь фирмы.

Доминирующей тенденцией является вопрос устойчивого развития и расширения производства в условиях значительных рисков хозяйственной деятельности. Так как ОКБ Яковлева осуществляет свою деятельность в сфере военного и гражданского авиастроения, основными факторами риска по отрасли и значимыми изменения в отрасли являются:

-Улучшение военно-политической ситуации в мире, вследствие чего может наблюдаться сокращение спроса на системы вооружений и военную авиационную технику;

-Ухудшение внешнеэкономической конъюнктуры, в частности, снижение платежеспособного спроса на продукцию в связи с ухудшением финансово-экономического положения потребителей;

-Рост конкуренции в отрасли.

По оценке ОКБ, отраслевые риски, как на внешнем, так и на внутреннем рынках минимальны. Для предприятия существуют риски, связанные с возможным изменением цен на его продукцию.

Выбор и конкретизация стратегии на текущий момент деятельности предприятия является обязательным условием успешного управления деятельностью.

**Создание перспективной экономико-управленческой модели развития и форсирования научно-технической революции в области изобретений и разработок мобильных измерений и создание систем для компьютерного решения задач гармонизации в рамках конверсионных программ**

Никитушкина В.В.

Межрегиональное общественное движение «За государственности и духовное возрождение Отечества», г. Москва

Быстрыми темпами развивается электроника массового производства, она покупается. ВПК — область, где есть самые лучшие разработчики и их семьи, все нуждаются в работе. Институты - в электронных библиотеках и пособиях с новейшими программами гармоничных решений. Все будут работать с большей отдачей в рамках крупной

программы перспективных общих разработок, которые дадут возможности в области практических .

В рамках моей программы Академия Технологий я предлагаю объединенными усилиями создать комплекс сбора и регистрации статистики, который стал бы институтской библиотекой в области медицины, физики и изучения космоса. Научные работы с лучшими рецензентами и научными руководителями постоянно пополняли бы ее исследованиями, которые создали бы блестящий электронный кабинет для обучения. В рамках исследований получили бы работу семьи военных и частный малый бизнес исследователей. Это — разработка новых принципов сбора статистики, чтобы разработать очень простое пошаговое руководство для специалистов, которым нужно обновлять знания для сложных своих разработок.

Программа включает исследования космоса и медицины, электроники и программ, технику и технологию. В рамках программы - новейшие разработки в запусках на орбиту исследований под управлением человека, и, впоследствии, роботов-исследователей. Они станут поддержанием космических программ нашей страны на ведущем в мире уровне. На начальном этапе — исследования в области медицины, дальнейшие дали бы новейшие разработки в области роботов-фантомов в области перелета в космосе. Они были бы получены крупномасштабной статистической обработкой явлений, целевой отсев тех, которые не соответствуют расчетам для их научных исследований.

Программа «Академия технологий» - это уже сейчас разработка передовых и первых в мире космических образцов техники, которая предусматривает запуск в космос роботов управления процессами выращивания биомассы с особо ценными на Земле свойствами, с расчетом на дальнейшее ее размножение на земле и получение уникальных лекарств и стимуляторов. Лаборатории пересчета физических явлений в невесомости, которые дадут возможность изучать особенности гравитации и системы влияния на нее с точным предсказанием результата. Я буду пользоваться помощью тех, кто станет работать в рамках моей программы «Академия технологий» в том числе и как советниками для представления к наградам и ученым степеням лучших разработчиков проекта.

**Концептуальные предложения по продвижению продукции  
авиационно-промышленного комплекса по схеме франчайзинга**

Орехова Е.А.  
МАИ, г. Москва

Производственный франчайзинг является относительно молодым и перспективным направлением продвижения продукции авиационно-

промышленного комплекса. Он представляет собой вид партнерских отношений, предусматривающих передачу прав на производство и сбыт продукции под торговым знаком франчайзера с использованием запатентованной технологии производства и предоставляемых франчайзи материалов, сырья или исходных компонентов.

Производственный франчайзинг решает ряд основных задач:

- обеспечение экономичности производства;
- увеличение гибкости производства и сбыта, соизмеримое с требованиями рынка;
- разделение труда и специализация производства.

Даная форма экономических отношений позволяет привлечь дополнительные инвестиции, повысить уровень квалификации персонала и модернизировать производство для изготовления более конкурентоспособной и современной продукции.

Развитие франчайзинга в сфере российского авиационно-промышленного производства происходит по принципам коммерческой франшизы, которая характеризуется средним размером инвестиций со стороны франчайзи, наличием рабочих помещений и наемного персонала, или инвестиционной франшизы, характеризуемой крупным размером первоначальных инвестиций, наличием производственных, рабочих и складских помещений, наличием наемного персонала (от 25 человек).

Жизненный цикл производственного франчайзинга можно разделить на несколько характерных этапов: развитие, стабилизация и спад.

Использование франчайзинга в стратегии управления сбытом продукции авиационно-промышленного комплекса франчайзер выбирает стратегию управления территориями, которая в наибольшей степени соответствует потребностям франчайзера. Территориальная стратегия состоит из трех основных компонентов. Первым компонентом является определение целесообразности использования многоуровневого франчайзинга, что подразумевает предоставление франшизы на несколько торговых точек одновременно. Прямой франчайзинг наилучшим образом подходит для внедрения франчайзинга на предприятиях авиационно-промышленного комплекса, так предусматривает непосредственные отношения между франчайзером и франчайзи, регулируемые договором франшизы.

В качестве примера успешного продвижения продукции авиационно-промышленного комплекса по схеме франчайзинга можно привести компанию «Аэроскиф», выпускающую самолеты малой авиации.



## **Вопросы обеспечения надежности деятельности предприятий аэрокосмической отрасли**

Рябова С.В.

СГАУ, ЦСКБ-Прогресс, г. Самара

Имевшие место проблемы, связанные с запуском космических аппаратов, определяются многими факторами – техническими, организационными, экономическими и другими. Вне зависимости от причин, порождаемых эти проблемы, следует отметить, что предприятия и фирмы аэрокосмической отрасли, несмотря на всю специфику их деятельности, не могут функционировать с отрицательными экономическими показателями. Действительно, неудачный запуск – это огромные финансовые потери, которые аэрокосмическая фирма, ответственная за запуск, вынуждена отнести к статье затрат без должной компенсации со стороны заказчика.

Оставляя в стороне вопросы технического и организационного характера, акцентируем внимание на экономической составляющей проблемы. Речь в данном случае идет о страховании космических программ. Реализация данной задачи должна предусматривать осуществление следующих процедур:

- провести анализ состояния и перспектив мирового и космического рынка;
- осуществить общую классификацию рисков космической индустрии;
- сформировать балансовую модель финансовых потоков страховых выплат в случае наступления страхового события;
- разработать механизм согласования финансовых потоков в системе страхования при реализации космических программ;
- сформировать мотивационную систему в системе страхования, как необходимого фактора снижения страхового случая с учетом затрат на предупредительные действия.

Реализация предложенных выше мероприятий позволит в определенной степени повысить экономическую устойчивость функционирования предприятий аэрокосмической области.

Следует при этом отметить, что при решении задач обеспечения устойчивого функционирования фирм и организаций аэрокосмической отрасли, необходимо учитывать требования по соотношению затрат и результатов, то есть учета эффективности мероприятий по осуществлению космических запусков.

## **Разработка методов и инструментов сокращения продолжительности цикла проектирования гражданских самолетов**

Саркисян В.И.  
МАИ, г. Москва

Системный анализ содержания и организации этапов проектирования самолётов, влияющих на продолжительность цикла и затраты, позволил выделить сложность, многодисциплинарность, многовариантность и итеративность аналитических процессов принятия конструкторских решений, основным физическим ресурсом которых является время. Следовательно, в кибернетическом аспекте в процессах проектирования необходимо выделить два уровня сложности – организационную и аналитическую.

Для начальных этапов концептуального и эскизного проектирования сложной продукции критичными по затратам времени являются итеративные процессы поиска многодисциплинарных компромиссных решений, что и определяет приоритет аналитических методов и инструментов в управлении проектированием на этих этапах. На этапе технического проекта и последующих этапах, связанных с производством и испытанием новой продукции, критичными по затратам времени являются процессы, связанные с автоматизацией документооборота и соответствующие методы и инструменты, позволяющие сократить продолжительность цикла проектирования самолёта.

В работе проведен анализ содержания и возможностей аналитических моделей и инструментов технологии параллельного проектирования в управлении проектами разработки новой продукции.

В формате lean-концепции структурируются источники и возможные способы их оперативного снижения и устранения узких мест в информационных потоках, позволяющие уменьшить потери времени при проектировании самолётов (организационная составляющая сокращения продолжительности цикла проектирования).

В работе реализована аналитическая составляющая сокращения продолжительности цикла проектирования путем обоснования

а) метода интегрального проектирования, включающего модель организации процессов эскизного проекта на основе использования высокоточных инструментов CAD, CFD, FEA;

б) модели интеграции концептуального и эскизного этапов проектирования самолёта, которые будут способствовать интенсивному анализу необходимых компромиссов и обеспечению оперативного получения качественных данных для конструкторов, обеспечивающему более обоснованные решения на ранних стадиях проектирования;

в) методов и моделей организации этапов параллельного проектирования на основе аналитических инструментов DSM, которые приводят к снижению сложности информационных потоков и, соответственно, обеспечивают снижение продолжительности цикла проектирования самолёта.

### **Метод управления чистыми активами предприятия авиационной промышленности**

Семенов П.Н., Панагушин В.П., Лютер Е.В.  
МАИ, г. Москва

Величина чистых активов предприятия характеризует наличие активов, не обремененных обязательствами. Она практически соответствует размеру собственного капитала организации и таким образом характеризует уровень защищенности интересов собственников и акционеров.

Современная практика управления чистыми активами предприятия содержит 2 подхода к их оценке: «рыночный» и «бухгалтерский». Расчет чистых активов проводится на основе Приказа МФ РФ № 10-н по бухгалтерской отчетности, сданной и заверенной Налоговой инспекцией. Поэтому, разработан бухгалтерский метод факторного анализа и управления чистыми активами.

Финансовая устойчивость предприятия авиационной промышленности зависит как от стабильности экономической среды, в рамках которой осуществляется деятельность предприятия, так и от результатов его функционирования, его активного и эффективного реагирования на изменения внутренних и внешних факторов. Особую роль имеет показатель чистых активов для предприятий авиакосмической промышленности. В настоящее время кризис промышленного производства привел к образованию убытков деятельности этих предприятий, которые являются главной причиной снижения чистых активов.

Анализ и оценка чистых активов осуществляется по следующим направлениям:

- анализ динамики чистых активов. Для этого необходимо рассчитать их величину на начало и конец года, сравнить полученные значения, выявить причины изменения этого показателя;
- оценка реальности динамики чистых активов, так как значительное их увеличение на конец года может оказаться не существенным по сравнению с ростом совокупных активов. Для этого необходимо рассчитать коэффициент финансовой устойчивости на начало и конец года;

- оценка соотношения чистых активов и уставного капитала. Такое исследование позволяет выявить степень близости организации к банкротству. Об этом свидетельствует ситуация, когда чистые активы по своей величине оказываются меньше или равны уставному капиталу. ГК РФ установлено, что если стоимость чистых активов общества становится меньше определенного законом минимального размера уставного капитала, то общество подлежит ликвидации;

- оценка эффективности использования чистых активов. Для этого рассчитываются и анализируются в динамике показатели «оборотчиваемость чистых активов» и «рентабельность чистых активов», проводится их факторное исследование.

Управление чистыми активами осуществляются на основе факторов, выделяемых с помощью аддитивной модели чистых активов. К таким факторам относятся:

- Стоимость и структура активов предприятия;
- Состав и структура обязательств предприятия;
- Нераспределенная прибыль как главный источник увеличения собственного капитала;
- Учетная политика предприятия, регулирующая строку баланса «Доходы будущих периодов», которые снижают величину обязательств;

Ранжирование этих мероприятий осуществляется на основе оценки их влияния на величину чистых активов методом бухгалтерского планирования.

### **Систематизация и классификация продукции и услуг, основанных на результатах космической деятельности**

Силантьева Е.А., Ловчинская М.В.

МАИ, г. Москва

В настоящее время космическая деятельность относится к приоритетным направлениям социально-экономического и инновационного развития государства, повышения эффективности государственного управления и улучшения качества жизни населения.

Повышение экономической и социальной эффективности использования продукции и услуг, основанных на результатах космической деятельности, может быть достигнуто двумя взаимодополняющими способами:

- путем их более рационального и интенсивного использования;
- путем расширения масштабов их использования.

Основой для реализации двух вышеназванных способов повышения эффективности использования результатов космической деятельности являются комплексные исследования состояния и перспектив российского и мирового рынков космических продуктов и услуг, в том

числе анализ приоритетных направлений продвижения результатов космической деятельности. В связи с этим существует необходимость формирования каталога результатов космической деятельности и выделения сегментов продукции и услуг, основанных на результатах космической деятельности, имеющих высокий рыночный потенциал.

В данной работе проведена систематизация и классификация продуктов и услуг, основанных на результатах космической деятельности.

Классификация выполнена на основе основных направлений космической деятельности, прописанных в Законе РФ «О космической деятельности», при этом были предложены дополнительные классификационные характеристики для более систематизированного представления результатов исследования.

Предложенная классификация результатов космической деятельности может служить основой для дальнейшего создания и анализа каталога результатов космической деятельности, что позволит разработать комплексный план поддержки и продвижения результатов космической деятельности, направленный на повышение лояльности потребителя к отечественным космическим продуктам и услугам.

#### **Социальные и экономические аспекты экологического менеджмента**

Афони́на О.А., Кириченко Н.В., Тихомиров А.А.  
МАИ, г. Москва

Особые проблемы для жизни человечества в настоящее время создают нарушения окружающей среды, вызванные техногенной деятельностью человека. Общеизвестным в мире путем улучшения экологической обстановки является внедрение мероприятий по экологическому менеджменту. Система экологического менеджмента – часть системы менеджмента предприятия, используемая для разработки и реализации ее экологической политики и экологических аспектов, она включает в себя организационную структуру, деятельность по планированию, ответственность, практику, процедуры, процессы и ресурсы. Атмосферный воздух, поверхностные и подземные воды, земли, почвы, растительный и животный мир, иные организмы, а также озоновый слой атмосферы, околоземное космическое пространство – все эти компоненты природной среды постоянно испытывают пресс со стороны человека, и в свою очередь воздействуют на его в первую очередь – на здоровье. Здоровье – это физическое, психическое и социальное благополучие, а не только отсутствие физических и психических травм. Таким образом, первый результат от внедрения мероприятий по экологическому менеджменту – это социальный, что улучшает качество

жизни человека. Остроту проблемы подтверждает естественный результативный показатель – процент людей, рожденных с генетическими отклонениями и болезнями (рак, астма, умственная отсталость и т. д.). На начало XXI века этот показатель для человечества составляет около 30%. К социальным результатам также относятся количество травм и заболеваний, увеличенное по этой причине недопроизведенной продукции, текучесть кадров, уменьшение средней продолжительности жизни, работоспособности и другие социальные показатели, которые могут быть представлены в стоимостной форме. Модель экологического менеджмента представлена в международном ГОСТе Р ИСО 14001, она состоит из пяти блоков (ступеней), внедрение которых приводит к улучшению таких показателей, как уменьшение эмиссии в воздух, сбросов в воду и на землю, использование энергии, металла, удаление отходов, очистку сточных вод, снижение радиоактивного заражения местности, электромагнитных излучений, шумового загрязнения, теплового излучения, вибраций, использования сырья, земель, воды, карбоноемкости продукции (снижение выхода парниковых газов при изготовлении единицы ВВП), предупреждение и ограничение несчастных случаев и т. п.

Экологические результаты заключаются в том, что услуги, материалы, техника, технологии обладают улучшенными экологическими характеристиками. Экономические результаты заключаются в том, что промышленные предприятия могут повысить цену на свою экологически чистую продукцию и расширить свою долю на рынке, т. е. многие покупатели будут заинтересованы в ней. Приводятся формулы для расчета приведенных показателей.

## **Перспективы и тенденции развития мирового космического рынка средств выведения**

Треля Е.М., Побирухина Е.В.  
МАИ, г. Москва

Мировой космический рынок является быстроразвивающимся сегментом мирового рынка высоких технологий. Российская Федерация занимает лидирующее место на мировом космическом рынке средств выведения, активность которого на протяжении последних лет имеет тенденцию к повышению — в среднем около 5% в год. Сложившийся в настоящее время дефицит мощностей РН в условиях растущего спроса на пусковые услуги эксперты оценивают в 200–350 тонн в год. Ожидается, что в дальнейшем спрос на космические запуски будет связан с повышенным спросом на современные спутниковые телекоммуникационные системы (связь, интернет, цифровое телевидение, новые мультимедийные сервисы).

В то же время наряду с перспективами роста пускового сегмента существуют проблемы, связанные:

с возможной нехваткой капитала страховых компаний, занимающихся страхованием космических рисков при резком увеличении числа космических запусков в ближайшие годы, и как следствие, с повышением общего уровня страховых сборов;

с высокими требованиями к высшему руководству, принимающему стратегические решения, определяющие деятельность компаний на годы вперед.

Главными требованиями заказчиков пусковых услуг в настоящее время являются приемлемая стоимость пуска и минимальный риск пуска, надежность и эффективность РН, четкое следование временным условиям, оговоренным в контракте.

Как показывает анализ, современный рынок средств выведения имеет ряд устойчивых и характерных тенденций, в частности, целесообразно выделить следующие:

- присутствие на рынке ограниченного числа государств, обладающих научно-техническим потенциалом создавать и развивать ракетно-космические технологии;

- устойчивая конъюнктура рынка, поддерживающая его емкость на постоянном уровне и создающая перспективу роста в ближайшие годы;

- динамично растущая потребительская среда, обуславливающая преобладание спроса над предложением пусковых услуг;

- интенсификация международного сотрудничества в сфере ракетостроения и реализации пусковых услуг с целью повышения конкурентных преимуществ;

- длительный срок исполнения заказа (запуска).

Значительный прогресс в области создания эффективных, высокотехнологичных и поэтому высоко rentабельных коммерческих спутников придал импульс новому этапу создания перспективных средств выведения космических аппаратов.

### **Разработка системы показателей деятельности компании**

Чалавинов Г.-Э.Д., Лазников Н.М.

МАИ, г. Москва

Деятельность персонала должна оцениваться исходя из результатов осуществляемых им работ. Работники и руководители должны оцениваться по результатам выполнения процессов, исполнителями (или владельцами) которых они являются, независимо от качества работ по процессу, выполняемых прочими участниками процесса. Данный подход означает, что сотрудник должен оцениваться по такому набору показателей, который максимально зависит от качества работы

оцениваемого сотрудника и минимально зависит от действий прочих участников.

К системе показателей компании были установлены следующие требования:

- Цели каждого сотрудника должны работать на цели подразделения, а цели подразделения, в свою очередь, на цели компании;

- Работники должны иметь возможность объективного измерения своей результативности;

- Система должна оставаться рабочей при изменении организационной структуры.

Выполнение указанных требований достигается за счет соблюдения при разработке системы показателей следующих принципов:

- Основой для построения системы показателей является дерево целей компании;

- В качестве критериев достижения целей используются ключевые показатели эффективности (KPI);

- Разрабатываемые показатели ориентируются не на личности, занимающие на данный момент определенные должности, а на конечные продукты процессов.

Построение системы показателей должна идти «сверху-вниз», от общих показателей компании, до индивидуальных показателей сотрудника. При реализации такого подхода исключается возможность, когда общий премиальный фонд сотрудников, рассчитанный на основании достигнутых ими индивидуальных показателей, будет больше общего премиального фонда компании, рассчитанного на основании достижения целей компании. Таким образом, каждый сотрудник компании заинтересован, прежде всего, в достижении общих задач – своего подразделения и компании в целом, т.к. именно от достижения этих результатов будет рассчитываться его индивидуальная премия.

Для формирования системы показателей деятельности в компании необходимо выбран так называемый «продуктоориентированный» подход, при котором показатели рассчитываются исходя из достигнутых результатов по выполненным работам.



## **Оценка перспектив развития определенных сегментов мирового авиационного рынка гражданских самолетов и вертолетов**

Щербанов А.С.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является анализ сегментов авиационного рынка и оценка перспектив создания гражданских самолетов и вертолетов в соответствии с проектом ФЦП на период с 2013 по 2025 год.

На сегодняшний момент основной стратегией является разработка маркетинговой политики, определяющей задачи по формированию и реализации конкурентных преимуществ новых гражданских самолетов и вертолетов, представленных на мировом рынке.

Стратегия рыночного проникновения на мировой авиационный рынок рассматривает выбор целевых рынков сбыта для гражданских самолетов и вертолетов и последовательности выхода на них.

Пути формирования стратегии вхождения в мировой рынок авиационной техники представляют собой систему организационных мер и приемов, направленных на разработку, анализ и оценку стратегических решений, обеспечивающих реализацию гражданских самолетов и вертолетов с точки зрения получения прибыли от продаж с минимальным отклонением от планового бюджета.

22 августа 2012 года Россия официально стала полноправным 156-м членом ВТО. В связи с этим необходимы новые пути подхода для проникновения на мировой авиационный рынок, учитывать политико-экономическую нестабильность рынка и бюджетные ограничения.

В этих условиях основными целями являются:

1. Определение основных факторов формирования спроса на продукцию отечественных гражданских самолетов и вертолетов.
2. Определение стратегии рыночного проникновения гражданских самолетов и вертолетов на мировой авиационный рынок, а также взаимосвязи между ее элементами.
3. Выделение географических макро- и микро- сегментов на мировом авиационном рынке для определения приоритетных географических рынков и заказчиков.
4. Формирование конкурентоспособного портфеля заказов для приоритетных рынков на основе продуктовых и ценовых параметров.
5. Выявление приоритетных заказчиков на каждом из сегментов рынка для повышения его конкурентоспособности.
6. Применение принципа формализации условий и предпосылок для эффективного внедрения гражданских самолетов и вертолетов на локальном рынке.

Основными компаниями на мировом авиационном рынке являются:

Airbus S.A.S. – крупнейшая авиастроительная компания, центральный офис находится в Тулузе, Франция, штат сотрудников порядка 50 тыс. человек, предприятия находятся во Франции, Германии, Англии, Испании.

The Boeing Company – крупнейшая авиастроительная компания, центральный офис находится в Чикаго (штат Иллинойс, США), заводы компании расположены в 67 странах мира.

Embraer – бразильская авиационная компания, центральный офис находится в Сан-Жозе-дус-Кампус, штат Сан-Пауло. Штат сотрудников порядка 17 тыс. человек.

Bombardier Inc. канадская машиностроительная компания, центральный офис находится в Монреале, провинция Квебек, штат сотрудников 59,8 тыс. человек.

5. Вертолетные фирмы - По прогнозам, лидером рынка по числу построенных вертолетов является корпорация Bell Helicopter Textron (США), доля которой составит 23%, за ней следуют фирмы Eurocopter (Европа) — 18,75% — и Sikorsky (США) — 12,3%.

### **Исследование рынка региональных гражданских самолетов**

Белоярова В.А., Юдаева А.В., Соболев Л.Б.

МАИ, г. Москва

Региональный самолёт — это небольшой самолёт, рассчитанный на 30-100 пассажиров, маршруты от точки до точки, обычно в пределах одной страны (в сравнительно малых странах) или региона страны (в крупных странах (например в России)). Этот класс самолётов обычно используют региональные подразделения крупных (в том числе международных) авиакомпаний, а также для местной перевозки грузов и даже перевозки воинских подразделений.

Мировой рынок гражданской авиатехники на сегодняшний момент обеспечивается преимущественно продукцией следующих компаний: рынок магистральных самолетов является сферой интересов компаний Boeing (США) и Airbus (ЕС), а подавляющее большинство поставок региональных самолетов обеспечивается компаниями Bombardier (Канада), Embraer (Бразилия) и ATR (Италия). Позиции на указанном рынке прочих авиастроительных предприятий мира, в том числе и российских, на сегодняшний момент можно охарактеризовать как стартовые. Россия сегодня сконцентрировалась на проектах региональных SSJ 100 и Ан-148, а также проекте ближне-среднемагистрального самолета МС21. Россия еще испытывает сложности в завоевании рынка, основными причинами такого положения является длительное отсутствие отечественных самолетов, и, в первую очередь, на внешнем рынке.

Молодым Российским корпорациям есть чему учиться у ведущих авиакорпораций мира, которые обладают колоссальным опытом завоевания рынка. Можно назвать следующие причины успеха корпораций Boeing и Airbus на рынке:

- Интернациональное организационное строение корпорации.
- Обязательная международная кооперация при разработке и постройке самолетов, позволяющая разделить экономические риски и обеспечить гарантированный взаимный выход участников проекта на рынки.
- Наличие стабильного коллектива высококвалифицированных работников.
- Наличие линейки современных самолетов, при этом в этой линейке обычно соблюдается определенная последовательность технологических инноваций.
- Высокий технический уровень самолетов (ТТХ, надежность, безопасность, комфорт, дизайн и оснащение салона).
- Соответствие самолетов международным требованиям по экологии (уровень шума, загрязнения среды).
- Многоступенчатая система подготовки экипажа и тех. персонала (обычно для семейства самолетов одного типа, позволяющая летчикам переходить с одного самолета на другой без переподготовки).
- Обеспечение технического обслуживания самолетов по всему миру.

## **7. Математические проблемы в аэрокосмической отрасли**

### **Система поддержки принятия консультативного решения при оптимизации обучения на летных тренажерах**

Агаев С.Р.

НАА, г. Баку, Азербайджан

В данном докладе представлена система поддержки принятия решения при оптимизации обучения летного состава на летных тренажерах.

Разработанная система как самоорганизующая система основана на методах принятия решения в условиях неопределенностей. В процессе обучения в качестве неопределенностей выступают различные факторы:

неопределенность, связанная с индивидуальными априорными психофункциональными качествами летного состава;

неопределенности, связанные с функциональными резервами, проявляющихся в процессе обучения;

неопределенности, связанные задаваемыми инструкторами сценариями задач при моделировании экстремальных ситуаций.

Функционирование данной системы, алгоритмы управления, которые основаны на принципах поэтапного снятия неопределенности посредством оценки многоканальной обратной связи, полученное в режиме реального времени, создает благополучную возможность для оптимизации учебно-тренировочного процесса с целью индивидуального компьютерного обучения.

Алгоритмизация данной системы, основанное применению технологии «мягкой вычислений», позволяет снятие многих трудностей, связанных с многоярусностью функциональной архитектоники системы.

Глобальная целевая задача решается посредством применений принципов многокритериальной оптимизации. Живучесть системы обеспечивается применением нейробиологического принципа, отраженной в концепции «Теории функциональной системы» П.К. Анохина и системо-квантового подхода К.В.Судакова к анализу поведенческого континуума в процессе деятельности летного состава в учебно-тренировочном процессе.

Разработанная система со своими свойствами как мотивация, адаптация, самообучения, самоорганизация и развитие относятся к интеллектуальным системам. Открытость системы обеспечивается посредством расширения базы знаний, вводимых в систему экспертами. Прозрачность системы обучения при выдачи соответствующей

консультаций для пользователя, обеспечивается выдаваемыми протоколами сессий обучения и логикой формирования задач.

Ядром первичной информации для проведения обучения на тренажере является формально-конструктивная модель «обобщенный портрет пилота» в виде сложно-иерархической структуры, имеющая возможность дополняться в процессе обучения.

Система апробирована в учебно-тренажерном центре Национальной Академии Aviации при ЗАО «AZAL» Азербайджанской Республики.

### **Интерактивная среда для обучения решению математических задач в режиме веб-конференции**

Алексейчук А.С.

МАИ, г. Москва

Важнейшее качество, отличающее системы обучения реального времени от обычных (асинхронных) – обеспечение учебного диалога, который позволяет организовать мгновенную обратную связь между преподавателем и обучаемым.

Специфика систем для дистанционного обучения математическим дисциплинам состоит в необходимости создавать трудноформализуемые и сложные в реализации средства ввода формул и автоматической проверки правильности ответов. Применение мультимедийных систем, работающих в режиме реального времени, позволяет отказаться от них, сохранив за преподавателем его традиционные функции проверки и корректировки результатов. Для развития этого вида обучающих систем автором было разработано приложение для проведения учебных веб-конференций, представляющее собой многопользовательское мультимедийное веб-приложение, которое может быть интегрировано в любую традиционную систему дистанционного обучения (например, Moodle). Занятия в этой системе проходят в форме многосторонней веб-конференции, где каждый участник может видеть и слышать остальных участников. Такая форма позволяет воссоздать условия реальных занятий в аудитории.

Для работы с математическими задачами приложение имеет дополнительные функции: виртуальная доска, показ презентаций, обмен файлами и т.д. Наиболее важная функция – математическое тестирование. Для этого разработан специальный интерактивный интерфейс, открывающийся в дополнительном окне на рабочем поле и позволяющий свободно вводить формулы, набирая их с помощью палитры.

Преподаватель может заранее составить задачу из какой-либо области математики, которую будут решать все присутствующие на занятии. Каждая задача разбивается на последовательность подзадач. Решение

задачи сводится к последовательному решению всех подзадач под контролем преподавателя. Результат решения на каждом шаге проверяется преподавателем в режиме реального времени.

Каждый студент видит формулировку подзадачи текущего шага и интерфейс для ввода ответа. На поле ввода формул, соответствующем подзадаче, присутствует заранее подготовленная преподавателем заготовка – шаблон формулы, в которой отсутствуют некоторые элементы. Решив подзадачу, студент перемещает недостающие элементы из палитры в шаблон. После этого копия содержимого его формульного поля передаётся преподавателю, который проверяет полученный ответ, указывает ошибки, если они есть, и отправляет свой ответ обратно студенту.

Созданную систему предполагается внедрить для проведения дистанционных занятий и консультаций со студентами МАИ и филиалов.

### **Об эффекте дестабилизации равновесия некоторой механической системы с тремя степенями свободы**

Красильников П.С., Амелин Р.Н.  
МАИ, г. Москва

Рассматривается эффект дестабилизации устойчивого равновесия некоторой неконсервативной системы с тремя степенями свободы под действием сколь угодно малой линейной силы вязкого трения. Для этого случая решен вопрос об асимптотической устойчивости системы в условиях малого трения и, как следствие, - получены условия существования эффекта дестабилизации (эффекта Циглера). Составлены уравнения движения системы и найдено положение равновесия системы. Исследовалась устойчивость положения равновесия системы в отсутствие сил вязкого трения и при наличии малых сил трения. Результаты исследования применены к задаче устойчивости пространственной двухзвенной стержневой системы, построены области устойчивости и зоны Циглера в пространстве параметров задачи.

### **Исследование устойчивости стационарных движений орбитальной станции в системе Земля-Луна**

Басмаджян А.З.  
МАИ, г. Москва

Исследуется движение материальной точки в гравитационном поле Земля-Луна, на основе модифицированной задачи двух неподвижных центров. Предполагается исследовать орбитальную устойчивость круговых орбит в плоскости перпендикулярной оси симметрии

гравитационного поле, при добавлении точке (переменной массы) постоянного, малого реактивного ускорения.

Предварительные исследования позволяют предполагать существование области устойчивости в окрестности классической залунной точки либрации.

### **Об устойчивости относительных равновесий твёрдого тела с горизонтально вибрирующей точкой подвеса**

Беличенко М.В.

МАИ, г. Москва

Задача движения твёрдого тела с подвижной точкой подвеса исследуется уже давно, наиболее полно исследован случай математического маятника. Ранее в работе О. В. Холостовой [1] исследованы относительные положения равновесия в задаче движения твёрдого тела с подвижной точкой подвеса в случае вертикальных вибраций. В данной работе рассматривается движение твёрдого тела в однородном поле тяжести, в предположении, что одна из точек (точка подвеса) этого тела совершает горизонтальные гармонические колебания малой амплитуды и высокой частоты. Цель работы – найти относительные положения равновесия и исследовать их устойчивость в рамках приближенной системы дифференциальных уравнений, полученной в статье А.П. Маркеева [2].

В работе показано, что положения равновесия, при которых центр масс и точка подвеса находятся на одной вертикали, существуют для твёрдого тела с произвольной геометрией масс. Проведён анализ устойчивости по первому приближению для тел в частных случаях геометрии масс.

В случае тела, центр масс которого находится на главной оси инерции, верхнее положение равновесия не устойчиво. Нижнее положение равновесия устойчиво в линейном приближении при значении частоты вибраций, не превышающем некоторое значение. При значениях частоты вибраций, большим этого значения, положение равновесия становится неустойчивым.

В случае тела с динамической симметрией исследование ещё не завершено. На данный момент найдена область параметров тела, при которых верхнее положение равновесия не устойчиво.

Литература:

Холостова О. В. Об устойчивости относительных равновесий твёрдого тела с вибрирующей точкой подвеса.

Маркеев А. П. К теории движения твёрдого тела с вибрирующим подвесом // ДАН. 2009. Т. 427. №6. С. 771-775.

## **Имитационные динамические модели транспортных потоков**

Богданова Ю.Н., Макарова Е.А., Симонова Е.Л., Фрумкин Д.А.

МАИ, г. Москва

В последнее время в условиях перенасыщения транспортных сетей во многих городах большое значение приобретают оптимальное планирование транспортной сети и улучшение организации работы уже имеющейся. Для решения этих актуальных задач был разработан ряд математических моделей. Наибольший интерес представляют имитационные динамические модели, имеющие большое практическое применение, в частности для разработки систем автоматизированного оперативного управления транспортными потоками. В зависимости от общего подхода к транспортной сети, динамические модели можно условно разделить на макроскопические (гидродинамические), кинетические и микроскопические. Гидродинамическая модель основана на представлении однополосного транспортного потока как потока одномерной сжимаемой жидкости. В такой модели предполагается, что существует взаимно-однозначная зависимость между скоростью и плотностью потока, а также выполняется закон сохранения массы (количество автомобилей). Модель используют в основном при моделировании динамики загрузки больших транспортных сетей. Однако важным недостатком является неадекватная реальность при описании неравновесных ситуаций, где без микроскопических моделей не обойтись. Кинетические модели основаны на описании динамики фазовой плотности потока, которая задаётся кинетическим уравнением, основанным на усредненном описании эффектов, возникающих между автомобилями. Кинетические модели почти не имеют практического применения, но их важное теоретическое значение состоит в том, что на их основе можно вводить макроскопические модели. Для рассмотрения поведения АТС на небольших расстояниях дороги используют микроскопический подход. Наиболее развитыми моделями являются модели типа «разумного водителя». Основную роль в этих моделях играет впереди идущий автомобиль (лидер), от которого зависит поведение следующего автомобиля. Недостатком этих моделей является сложность в рассмотрении движения единичного автомобиля по пустой дороге. К микроскопическим моделям также часто относится модель клеточных автоматов. Дорога разбивается на определенное количество ячеек, по которым и происходит движение АТС. На каждом шаге состояние ячеек обновляется в соответствии с некоторым набором правил, которые и определяют всё разнообразие подходов в этой модели. Одним из недостатков этого метода является сложность описания образования пробок, которые макроскопические модели решают без проблем.



Программное обеспечение, успешно решающее большинство задач транспортного моделирования, может быть разработано с использованием нескольких близких друг к другу или даже принципиально различных математических моделей. Найдя их оптимальную комбинацию, удастся избежать многих «подводных камней» каждой отдельно взятой модели.

### **Анализ результатов решения задачи по расчету напряженно-деформированного состояния плоской пластины в разных**

**САЕ-системах**

Горбунов И.В.

МАИ, г. Москва

В работе представлено сравнение результатов расчета напряженно-деформированного состояния плоских пластин в учебной системе САЕ-системе Sigma и двух коммерческих продуктах – Femap-Nastran и MSC.Patran. Целью анализа является получение информации о степени совпадения результатов, получаемых в различных САЕ-системах на полностью идентичных задачах. Для реализации абсолютно идентичных граничных условий, внешних воздействий, характеристик конечно-элементной сетки и физических характеристик конечных элементов модель импортировалась из программного комплекса Sigma в САЕ-системы Femap-Nastran и MSC.Patran.

Анализ проводился методом поэлементного сравнения значений напряжений с выявлением процентной разности в их значениях. Проводилась оценка пиковых напряжений, а также градиентов напряжений с привлечением средств визуального отображения для сравнения картин напряженного состояния, полученных в двух системах.

### **Оптимизация процесса выбора решения интеллектуальной системой**

Гуцаев И.В.

МАИ, г. Москва

Система поиска решения интеллектуальной системы (ИС) в силу дискретного представления о среде порождает конечное число решений (N). Однако их количество может оказаться чрезмерно большим, неприемлемым для системы реального времени.

Производительность алгоритма поиска решения оценивается следующими показателями:

- Полнота. Гарантирует ли обнаружение решения, если оно имеется?
- Оптимальность. Обеспечивает ли данная стратегия нахождение оптимального решения, в соответствии с определением.

- Временная сложность (продолжительность работы алгоритма).
- Пространственная сложность. Какой объем вычислительных ресурсов требуется для осуществления поиска?

Временная сложность часто измеряется в терминах количества решений [1], вырабатываемых в процессе поиска, а пространственная сложность - в терминах максимального количества решений, хранимых в памяти.

Экспериментальный опыт показывает, что основная вычислительная нагрузка приходится на выбор лучшего решения из всех агрегированных решений. Сократить время поиска лучшего решения можно за счет отсекаания слабых решений. Это возможно за счет стратегического планирования. Стратегия - это совокупность поведенческих шаблонов, позволяющих достичь поставленного результата. Поиск стратегии - это ряд аналитических, синтетических и оценочных действий внешней среды и состояния интеллектуальной системы. Неэффективные решения отсекаются стратегическим фильтром - бинарной функцией двух переменных: стратегии и решения.

В задачах по управлению мобильным роботом можно применить еще один эффективный метод оценки качества решения - статический (материально-позиционный [2]). Эта оценка чаще всего применяется в некооперативных играх, например, машинных шахматах. Он заключается в учёте материального состояния, позиционных факторов и наличии сильных и слабых пунктов. В случае мобильного робота ИС виртуально применяет решение (моделирует потенциально возможное состояние среды), в результате чего образуется N подобных моделей. После этого дается статическая оценка каждой модели и отсекаются наименее слабые.

Такая концепция оптимизации выбора решения подтвердила свою эффективность на экспериментальной модели - машинной игре в шахматы.

Литература:

1. Вагин В.Н., Еремеев А.П. Некоторые базовые принципы построения интеллектуальных систем поддержки принятия решений реального времени // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001.
2. А.В.Лысенко Е.Я.Гик. Оценка позиции. Компьютерные шахматы. Москва «Физкультура и спорт» 1990.

## **О решениях внешних краевых задач для эллиптических уравнений с конечным интегралом Дирихле**

Емелькин А.И.  
МАИ, г. Москва

В данной работерассматривается задача Дирихле для эллиптического уравнения во внешней области. Предполагается, что обобщенное решение этой задачи обладает конечным интегралом Дирихле, называемого также интегралом энергии. Аналогичные вопросы для решений системы теории упругости и бигармонического уравнения в разных классах неограниченных областей с конечным интегралом Дирихле (энергии) изучены в работах В. А. Кондратьева, О. А. Олейник, А. А. Конькова, О. А. Матевосяна и др.

Развивая подход, основанный на использовании неравенств типа Харди, в настоящей работе получается критерий единственности решения задачи Дирихле для полигармонического уравнения. Приводится доказательство асимптотического поведения, существования и единственности решений эллиптических краевых задач. Вычисляются размерности пространства решений краевых задач и строится решение краевых задач. Для построения решения используется вариационный метод и другие методы функционального анализа.

Далее проводится сравнение полученных результатов с аналогичными результатами для полигармонического уравнения и уравнения пластинки.

## **О двухуровневой задаче стохастического линейного программирования с квантильным критерием**

Иванов С.В.  
МАИ, г. Москва

Задачи двухуровневой оптимизации применяются при моделировании систем, процесс принятия решения в которых имеет иерархическую структуру. Предполагается участие двух субъектов, принимающих решения: лидера и последователя. Последователь учитывает стратегию лидера при выборе своей оптимальной стратегии, а лидер учитывает оптимальную стратегию последователя, как ответ на собственную стратегию. В данной работе предлагается постановка двухуровневой задачи стохастического линейного программирования с квантильным критерием. Линейная постановка требует отдельного рассмотрения, поскольку класс линейных задач наиболее применим при описании экономических систем. В качестве показателя качества функционирования системы предлагается использовать квантильный

критерий, представляющий собой уровень потерь, непревышение которого гарантируется с заданной доверительной вероятностью.

В качестве приложения рассматриваемого класса задач приводится задача минимизации издержек предприятия при планировании производства. Предполагается, что часть продукции компания-лидер производит заранее с помощью закупаемых ресурсов, а в случае неудовлетворения случайного спроса на продукцию лидер закупает дополнительную продукцию у последователя (компании-партнёра). При этом как лидер, так и последователь стремятся минимизировать собственные издержки, связанные с производством данной продукции.

Проведены теоретические исследования поставленной задачи. Исследованы свойства допустимого множества оптимизационных стратегий задачи. Приводятся достаточные условия, обеспечивающие непрерывность целевой функции потерь задачи лидера. Сформулирована теорема о непрерывности функции квантили потерь лидера. Доказана теорема существования решения задачи.

В частном случае скалярности случайного параметра найдено аналитическое решение задачи последователя, с помощью которого строится детерминированный эквивалент исходной задачи.

Обсуждается подход к решению задачи в случае векторного случайного параметра, основанный на сведении исходной задачи к одноуровневой задаче стохастического программирования с невыпуклыми ограничениями.

### **Новые модели динамики цены акции с двумя скачкообразными компонентами**

Кожевников А.С., Рыбаков К.А.  
МАИ, г. Москва

Одной из важных задач финансовой математики является оценка будущей цены акции и стоимости производного финансового инструмента. Для решения этой задачи необходима ясная и простая модель динамики цены акции, которая бы учитывала известные эмпирические данные о ценах и различную информацию о рынках основных и производных ценных бумаг.

В настоящее время популярны модели, в которых динамика цены описывается стохастическим дифференциальным уравнением с диффузионной и скачкообразной компонентами. Большое распространение получила модель Коу (*S.G. Kou*), характеризующаяся «двойным экспоненциальным скачком», задаваемым биэкспоненциальным распределением, и модель Рамезани–Зенга (*C.A. Ramezani, Y. Zeng*), скачки в которой предложено описывать распределением Парето (рост цены) и бета-распределением (падение

цены), при этом сочетается простота использования и адекватность модели: результат моделирования – ассиметричное и острровершинное распределение цены акции.

В данной работе для описания скачкообразной компоненты предлагается использовать эрланговский закон появления скачков цены акции вместо пуассоновского, рассмотрев случаи зависимых (чередование скачкообразного повышения и понижения цены) и независимых (события типа повышения и понижения цены не связаны между собой) потоков событий. Это позволит обобщить существующие модели и исследовать их при скачках цены, интервалы времени между которыми могут описываться не только показательным законом распределения. Методы анализа предложенных моделей (метод статистических испытаний, метод моментов и спектральный метод) не исключают описания величины скачка распределениями, отличными от указанных выше.

### **Реализация комплекса программ для математического моделирования с применением нейросетевой технологии**

Колбин И.С.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является создание программного комплекса для решения задач математического моделирования широкого класса физических объектов с применением нейросетевых методов. Построение адекватной математической модели сложных систем с распределенными параметрами, как правило, сопряжено с составлением дифференциальных уравнений, заданием начальных и краевых условий, учетом некоторых дополнительных соотношений и т.д. Важно отметить, что отношения, описывающие состояние моделируемого объекта могут иметь нелинейный характер, содержать неточно заданные коэффициенты, в расчетах могут фигурировать результаты измерений, содержащие некоторую погрешность. Перечисленные особенности вносят дополнительные сложности при поиске решения. Применение нейросетевых технологий позволяет в значительной мере преодолеть указанные сложности, оставаясь при этом в рамках единой методологии, без внесения значительных модификаций в унифицированные алгоритмы.

Для описания объектов в разрабатываемом комплексе программ реализованы методы решения задач математической физики в достаточно общей постановке. Решения ищутся в виде нейросетевых моделей. Подбор параметров нейронных сетей (обучение) ведется с применением оптимизации дискретного квадратичного функционала,

формирующегося при подстановке нейросетевых моделей в определяющие уравнения в заданном наборе контрольных точек.

Комплекс программ обладает модульной структурой, что позволяет оперативно добавлять или изменять внутренние процедуры для вычислений, в частности добавлять новые методы оптимизации, стратегии размещения контрольных точек и центров нейроэлементов, новые нейросетевые модели и т.д.

Программный комплекс был протестирован на наборе характерных модельных задач с известными аналитическими или численными решениями, по результатам вычислений можно судить о его эффективности.

### **Вертикальный вход в воду составной осесимметричной конструкции**

Колчин М.О., Мартиросов М.И.  
МАИ, г. Москва

Рассматривается ударное взаимодействие составной (комбинированной) осесимметричной конструкции, представляющей собой совокупность жестких и упругих элементов, с первоначально невозмущенной свободной поверхностью идеальной несжимаемой жидкости (воды), занимающей нижнее полупространство. Конструкция состоит из носовой части, являющейся абсолютно твердым телом, упругого стержня цилиндрической формы (корпуса) и абсолютно твердой кормовой части (торцевого шпангоута). В качестве носовой части рассматриваются конус, полусфера, параболоид и эллипсоид вращения, а также некоторые оживальные формы (например, классическое оживало Кармана). Удар конструкции о воду – вертикальный с нулевым углом атаки. Исследуется начальный этап взаимодействия, когда возникают максимальные гидродинамические нагрузки (расчетный случай с точки зрения прочности).

Получены уравнение движения рассматриваемой конструкции, а также динамическое условие совместности для жесткой носовой части и упругого цилиндрического стержня. Записываются начальные и граничные условия.

При определении гидродинамических нагрузок, действующих на носовую часть конструкции, её смоченная поверхность аппроксимируется непрерывно расширяющимся плоским диском с учетом встречного движения жидкости. Используется теория погружения Вагнера.

Задача решается аналитически с помощью одностороннего преобразования Лапласа по времени. Получены и проанализированы эпюры гидродинамических давлений и нагрузок, действующих на

носовую часть конструкции. Изучено влияние формы носовой части на величину смещений, ускорений и напряжений в упругой части конструкции (стержне), а также влияние массы торцевого шпангоута на напряжения в этой части. Проводится параметрический анализ. Дается сравнение полученных в работе результатов с некоторыми имеющимися теоретическими и экспериментальными данными, полученными отечественными и зарубежными специалистами при решении подобных задач нестационарной динамики, в том числе с решением известной задачи А.Г. Горшкова.

Другим вариантом расчета является представление упругого корпуса конструкции в виде тонкой круговой цилиндрической оболочки. При этом используются геометрически нелинейные уравнения движения тонких упругих оболочек вращения типа Тимошенко. В этом случае задача решается численно с использованием метода конечных разностей по координате и метода Рунге — Кутты с автоматическим выбором шага по времени (в среде MathCAD Professional 2001). Выработаны практические рекомендации по использованию полученных результатов при проектировании и конструировании двухсредных летательных аппаратов.

### **Разработка алгоритмов и программ лазерной резки цилиндрических труб**

Комов В.Г., Третьякова О.Н.  
МАИ, г. Москва

Цель работы - разработка программного обеспечения для управления многокоординатной машиной (многокоординатным станком с ЧПУ) скоростной лазерной резки труб. В авиастроении и других отраслях промышленности для изготовления деталей сложных систем требуется обеспечение их высокого качества. Для изготовления таких деталей используют высокотехнологичные машины скоростной лазерной резки.

В данной работе рассмотрен один из классов задач - резка труб. Сложность заключается в том, что труба - это 3D объект, и для резки отверстия необходимо перемещать головку лазера по трем осям. Для автоматизации и расчета траектории был разработан алгоритм и программа, реализующая данный алгоритм. Алгоритм обрабатывает данные в обобщенном виде, поэтому не имеют значения габариты трубы: диаметр, ширина стенки, и размеры самого вреза. Для каждой конкретной задачи эти данные передаются как параметры. Программа написана на языке C++.

Этот класс резки можно разделить на два типа - «по обертке» и «по пересечению». Первый тип - вырез паза, который может иметь

произвольную длину, задаваемую параметром. Моделируется сложное движение - вращательное движение трубы и линейное перемещение по оси  $X$  одновременно. Характерной особенностью является то, что в каждой точке резка происходит перпендикулярно поверхности трубы. Таким образом, внешний контур получается больше, чем внутренний. Задаются параметры резки - скорость, шаг, диаметр трубы, ширина трубы, расстояние от центра трубы до центра паза, ширина и длина паза. На данные наложен ряд ограничений - ширина паза не может быть больше диаметра трубы, и врез не должен попадать на стенку трубы. Если входные данные удовлетворяют ограничениям, генерируется программа на  $G$  - кодах, которую можно сохранить в отдельный файл для дальнейшего использования. Расширением этого типа является гравировка на цилиндрической поверхности, которая используется, например, для нанесения на поверхность серийных номеров деталей.

Второй тип - это резка как она есть. Движение лазера происходит в пространстве по трем осям  $X, Y, Z$ . После работы станка в трубу можно вставить другую трубу. Внешний и внутренний диаметры труб совпадают. Задаются параметры резки - скорость, шаг, диаметр и толщина стенок трубы, расстояние от центра трубы до центра вреза, диаметр вреза. На данные наложен ряд ограничений. Если входные данные удовлетворяют ограничениям, то генерируется программа на  $G$ -кодах, которую можно сохранить в отдельный файл для дальнейшего использования.

Полученные управляющие программы, можно использовать с любой  $CNC$  программой, работающей с  $G$ -кодами.

### **Оптимальное управление дискретными системами автоматного типа**

Коновалова А.А.

МАИ, г. Москва

Рассматриваются детерминированные дискретные системы автоматного типа (САТ), моделирующие работу динамического автомата с памятью. Такие системы являются частным случаем логико-динамических систем. В отличие от гибридных или переключательных систем допустимыми считаются режимы, приводящие к мгновенным многократным переключениям автомата в фиксированный момент времени. Каждое переключение состояния автомата «оценивается», и его «стоимость» учитывается в критерии качества управления. Это, как правило, оказывает регуляризирующее влияние на оптимальные процессы, исключая, например, процессы с бесконечными переключениями. Несмотря на «штрафы», процессы с многократными переключениями автомата в фиксированные моменты времени, как показывают примеры, не являются исключениями. Они появляются в



совершенно обычных задачах, в частности, в задаче управления САТ с квадратичным критерием качества. Получены достаточные условия оптимальности управления САТ, выведены соотношения для нахождения синтезирующей функции (аналогичной функции Беллмана), приводятся примеры применения условий оптимальности.

**Разработка математических методов и алгоритмов расчёта матрицы планирования включения бортовой специальной аппаратуры космического аппарата дистанционного зондирования Земли**

Краснухин А.А., Пунтус А.А.  
МАИ, г. Москва

В данной работе разрабатываются математические методы расчёта параметров матрицы планирования включения бортовой специальной аппаратуры космического аппарата дистанционного зондирования земли. В отличие от своих предшественников, которые могли отклоняться от центра масс лишь по одной оси, перспективные аппараты имеют возможность программного управления движением вокруг центра масс по трём осям, что существенно расширяет круг задач, решаемых такими космическими аппаратами, но вместе с тем повышает сложность планирования, делая невозможным эффективное целевое применение аппарата дистанционного зондирования земли без использования математических методов моделирования и оптимизации.

Космический аппарат размещается на солнечно-синхронной орбите, и проходит над любой точкой земной поверхности приблизительно в одно и то же местное время, что также позволяет наиболее полно обеспечить зарядку электрических батарей. Для прогнозирования движения спутника применяется математическая модель движения, основанная на модели соответствующего геопотенциала и стандартной модели атмосферы, с учетом притяжения Луны и Солнца. В математической модели движение по солнечно синхронной орбите описывается системой дифференциальных уравнений в геоцентрической прямоугольной системе координат. Для численного интегрирования системы дифференциальных уравнений по известным начальным условиям движения космического аппарата в качестве основного метода интегрирования применяется метод Адамса, а в качестве вспомогательного для расчёта разгонных точек метода Адамса и для расчёта положения изделия на произвольный момент времени используется метод Рунге-Кутты. В работе осуществляется построение трасс полёта и полос обзора космического аппарата. Приводится разработанный алгоритм расчёта параметров матрицы планирования, основанный на сегментации полосы обзора для определения начального

приближения времени наблюдения объекта. Для расчёта временного диапазона наблюдения объекта приводится разработанный алгоритм определения времени выхода на заданный тангаж. В работе приводятся формулы для расчёта освещенности, линейного разрешения на местности с которым будет осуществляться съёмка объекта, углов ориентации космического аппарата. Данная методика позволяет наиболее полно и эффективно использовать возможности перспективных аппаратов.

## **О распределении сил и напряжений в элементах волновых передач с телами качения**

Крылов Н.В.  
МАИ, г. Москва

Одним из перспективных направлений развития приводной техники в авиации является разработка силовых электромеханических приводов вращательного действия, допускающих встраивание исполнительного механизма в шарнир объекта управления. В качестве редуктора для таких исполнительных механизмов целесообразно применять передачу с многопарным зацеплением. Наилучшими массогабаритными параметрами и высоким КПД обладают циклоидальные (волновые) передачи. В представленной работе рассматривается метод нахождения сил и напряжений в волновых передачах с телами качения, что необходимо при проектировании исполнительного механизма привода.

Наиболее нагруженными местами в волновых передачах с телами качения являются зоны контакта тел качения с жёстким колесом, сепаратором и диском волнообразователя, поэтому именно эти факторы являются определяющими при расчёте передачи на прочность и ресурс. Предлагаемый метод позволяет оценить распределение усилий между телами качения при нагруженном выходном валу передачи и определить силы и напряжения в контактных зонах. Основные допущения метода:

Сепаратор, тела качения и диск волнообразователя считаются абсолютно жёсткими.

В зонах контакта тел качения с другими деталями сила трения мала.

Люфты в передаче отсутствуют.

Суть метода заключается в том, чтобы определить деформацию жёсткого колеса при остановленном диске волнообразователя, жёстком колесе и повороте сепаратора на некоторую малую величину. При этом тела качения и точки их касания с жёстким колесом переместятся, что приведёт к деформации последнего. Поскольку жёсткое колесо подчиняется закону Гука, можно найти возникшие при деформации силы, действующие со стороны жёсткого колеса на тела качения. Найденные силы пересчитываются в процентное распределение нагрузки по всем контактным зонам, после чего возможно нахождение

реальных сил и напряжений. Критерием прочности является напряжение в наиболее нагруженной контактной зоне.

В итоге был составлен математический алгоритм для прочностного расчёта волновых передач с телами качения, проведён анализ результатов вычислений и получено соотношение между радиусом диска волнообразователя, радиусом тел качения и числом периодов жёсткого колеса, при котором напряжения в зонах контакта распределяются наиболее равномерно, что позволяет уменьшить массу и габариты редуктора, увеличить его ресурс.

### **Оптимизация конструкции силового автотрансформатора для интенсификации теплообмена с использованием FlowVision**

Аксенов А.А., Кудимов Н.Ф., Третьякова О.Н.  
ОИВТ РАН, МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка конструкции автотрансформатора большой мощности для обеспечения его безаварийной работы в течении длительного времени - от 30 до 40 лет.

Приведена постановка задачи и сформулирована математическая модель протекающих в трансформаторах физических процессов в условиях конвективного теплообмена на поверхности. Предложен подход к моделированию охлаждения масла в теплообменнике, позволяющий существенно сократить вычислительные ресурсы.

Приведены результаты численного моделирования с использованием программного комплекса FlowVision процессов сложного сопряженного теплообмена, протекающих в силовых трансформаторах большой мощности.

Проведена серия численных экспериментов по моделирование течений масла и теплообмена внутри автотрансформаторов с различными конструктивными особенностями. Что позволило подобрать оптимальную конструктивную схему проектируемого автотрансформатора.

### **Границы режимов конвекции, гистерезисные явления и теплообмен в наклонных слоях с различным отношением сторон**

Лебедев М.А.  
МАИ, г. Москва

Рассматривается задача о конвекции и теплообмене в наклонных слоях при потоке тепла направленном поперек слоя. В зависимости от угла наклона здесь действует два механизма тепловой гравитационной конвекции, соответствующие двум предельным случаям: равновесие возможно, но может быть устойчивым или неустойчивым (подогрев снизу), и равновесие невозможно (подогрев сбоку). При этом

многоячейковая структура течения, типичная для релей - бенаровского механизма конвекции, сменяется глобальной подъёмно - опускной структурой. Границы ячейкового и вихревого режимов при тепловой гравитационной конвекции в наклонных слоях на основе модели бесконечно-длинного слоя с периодическими граничными условиями, а также обзор существовавших к тому времени работ даны в [1].

В данной работе выполняются численные исследования этого класса задач в слоях конечного удлинения при различных отношениях сторон, начатые ранее. Основное внимание уделяется определению границ характерных режимов, гистерезисных явлений, влияния отношения сторон слоя на процесс смены режимов конвекции и выявлению особенностей структур течения и теплообмена. Расчеты выполнены для удлинений  $L/H = 1, 2; 3; 4; 5; 7; 10; 15; 20; 30; 50$ . Определены критические углы наклона слоя, при которых происходит смена режимов конвекции от ячейкового до вихревого. Определены особенности локальных и средних потоков тепла.

Особое внимание уделено структурам течения и теплообмена в слое  $L/H = 5$  при значениях  $Ra=10^5$ ,  $Pr=0.71$  и при изменении угла наклона от нуля (горизонтальный слой) до 90 градусов и обратно. Это позволяет иллюстрировать смену характерных режимов и эффект гистерезиса при изменении угла наклона, а также эволюцию структур в горизонтальном слое при изменении числа Релея.

Дано сопоставление результатов расчета числа Нуссельта в наклонном слое с данными расчета по формуле Эль-Шербини и других, полученной на основе обработки опытных данных. Основные расчеты выполнялись на основе Сетевой Компьютерной Лаборатории ИПМех, Fluent и компьютерной лаборатории COMGA. Дано сопоставление результатов, полученных с помощью этих программ.

Литература.

1. М.А. Лебедев, В.И. Полежаев. Моделирование течения, теплообмена и гистерезисных явлений в наклонных слоях. (18-я Школа-семинар молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева «Проблемы газодинамики и теплообмена в новых энергетических технологиях» г. Звенигород, 23-27 мая 2011).

### **Чистый изгиб балки в условиях ползучести**

Кузнецов Е.Б., Леонов С.С.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача на чистый изгиб балки прямоугольного сечения заданной длины, ширины и высоты из сплава Д16Т при постоянной температуре. Балка нагружена постоянным изгибающим моментом.

В работе проводится численный расчет приведенной конструкции на ползучесть и длительную прочность с учетом всей картины перераспределения напряжений вплоть до разрушения. Под разрушением балки понимается не только разделение ее на части, но и исчерпание несущей способности, происшедшей вследствие неограниченной интенсификации процесса ползучести в некоторой ее области [1].

Решение поставленной задачи проводится двумя способами:

С использованием уравнений энергетического варианта теории ползучести [1];

С использованием параметризованных с помощью метода продолжения решения и наилучшей параметризации уравнений в энергетической форме [2].

Расчет на ползучесть и длительную прочность по уравнениям энергетического варианта теории ползучести сводится к решению системы двух интегро-дифференциальных уравнений. Для решения этой системы была составлена программа в вычислительной среде Mathcad 14.

Результаты вычислений:

Получено решение задачи с использованием определяющих уравнений в энергетической форме;

Получено решение задачи с использованием параметризованных уравнений энергетического варианта ползучести;

Проведено сопоставление расчетных и экспериментальных значений величины кривизны балки;

Проведено сравнение результатов двух подходов к решению поставленной задачи.

Используемая литература:

Соснин О.В., Горев Б.В., Никитенко А.Ф. Энергетический вариант теории ползучести. – Новосибирск: Институт гидродинамики СО АН СССР, 1986. – 95 с.

Шалашилин В.И., Кузнецов Е.Б. Метод продолжения решения по параметру и наилучшая параметризация. – М.: Эдиториал УРСС, 1999. – 224 с.

## **Математическое моделирование гидравлического сопротивления в трубах с шероховатыми стенками с нерегулярной шероховатостью на базе принципа суперпозиции полной вязкости**

Лобанов И.Е.  
МАИ, г. Москва

Сгенерирована теоретическая модель расчётного детерминирования коэффициента гидравлического сопротивления для круглых труб с шероховатыми стенками с переменной высотой шероховатости с определённой её дисперсией на основе принципа суперпозиции полной вязкости в турбулентном пограничном слое. Полученные результаты расчёта для расширенного диапазона определяющих параметров, существенно отличающиеся от данных для круглых труб с турбулизаторами, указывают на уровень интенсификации теплообмена. Главное преимущество решений, полученных по разработанной теории по сравнению с эмпирическими зависимостями заключается в том, что они позволяют рассчитать гидравлическое сопротивление в шероховатых трубах в случае больших и очень больших относительных высот выступов шероховатости, в том числе и для больших чисел Рейнольдса, что характерно, например, для труб малых диаметров. Введение в теорию понятия дисперсии высот шероховатости обеспечило более детальное (но не исчерпывающее) описание процессов течения и теплообмена в трубах с нерегулярной шероховатостью. Анализ результатов расчёта показал, что для шероховатых труб можно существующими методами добиться снижения уровня дисперсии высоты шероховатости до того, чтобы она оказывала довольно незначительное влияние на их гидравлическое сопротивление. При очень большой шероховатости с увеличением её высоты происходит незначительное снижение влияния дисперсии последней на гидравлическое сопротивление; влияние числа Рейнольдса на гидросопротивление при прочих равных условиях снижается с увеличением высоты шероховатости. Малая дисперсия высот шероховатости, соответствующая искусственной шероховатости, её влияние на гидросопротивление заметно только при малых относительных высотах и небольших числах Рейнольдса. Влияние дисперсии высот шероховатости на коэффициент гидравлического сопротивления для шероховатых труб с высотой, характерной для труб с турбулизаторами, заметно, как правило, для высокой относительной дисперсии. Данные по гидравлическому сопротивлению для шероховатых труб с дисперсией высот шероховатости могут рассматриваться как расширение формулы Колбрука и имеют перед последней бесспорные преимущества. Полученные результаты расчёта гидравлического сопротивления для круглых шероховатых труб для

расширенного диапазона определяющих параметров, существенно отличающиеся от соответствующих данных для круглых труб с турбулизаторами, опосредованно указывают на уровень интенсификации теплообмена за счёт использования шероховатых труб вместо гладких.

### **Минимаксное оценивание траектории ЛА с учетом эллипсоидальных ограничений на вектор ускорения**

Мамаев А.А., Семенихин К.В.

МАИ, г. Москва

Цель данной работы — разработка алгоритмов восстановления траектории летательного аппарата (ЛА) с учетом физических ограничений на параметры модели движения. Для формализации задачи оценивания используется минимаксный подход, в соответствии с которым искомая оценка должна минимизировать гарантированное значение среднеквадратичной ошибки. Верхняя граница погрешности оценивания определяется по множеству допустимых значений вектора параметров.

Если ЛА движется прямолинейно и равномерно, то число неизвестных параметров невелико и наличие ограничений на их значения обычно несущественно из-за избыточности измерительной информации. В ситуации, когда движение определяется большим количеством параметров, актуальной становится проблема разработки алгоритмов, позволяющих эффективно восстанавливать траекторию маневрирующего ЛА с учетом имеющегося набора ограничений на параметры его движения. В данной работе синтез минимаксных оценок производился с учетом эллипсоидальных ограничений на вектор ускорения на различных участках траектории.

Эффективность методов минимаксного оценивания существенно зависит от сложности структуры множества неопределенности, т.е. множества допустимых значений неопределенных параметров и характеристик. Для построения минимаксных и доверительных оценок состояний динамических систем наиболее плодотворным оказался метод эллипсоидов [1–4]. В данной работе многомерная оптимизационная проблема минимаксного оценивания с множеством неопределенности в виде пересечения эллипсоидов была сведена к задаче полуопределенного программирования. Этот подход позволил использовать развитые средства численного решения подобных задач такие, как пакеты CVX и SeDuMi в среде MATLAB.

Список литературы:

Черноусько Ф.Л. Оценивание фазового состояния динамических систем. Метод эллипсоидов. М.: Наука, 1988.

Kurzanski A.B., Valyi I. Ellipsoidal calculus for estimation and control. Boston: Birkhäuser, 1997.

Киселёв О.Н., Поляк Б.Т. Эллипсоидальное оценивание по обобщенному критерию // Автоматика и телемеханика. 1991. № 9. С. 133-144.

Ананьев Б.И. Многошаговые стохастические включения специального вида и их мультиоценки // Автоматика и телемеханика. 2007. № 11. С. 3-11.

### **Об интерполяции результатов решения конечно-элементных задач**

Маркин Н.Н.  
МАИ, г. Москва

При решении задач в перемещениях последние задаются каким-либо полиномом в объеме или площади конечного элемента. При этом изменение значений напряжений в КЭ обусловлено типом этого полинома. Например, при использовании для перемещений полинома первой степени напряжения в КЭ получаются постоянными. Очевидная приближенность таких моделей вызывает необходимость обработки результатов расчета для получения более правдоподобной картины напряженно-деформированного состояния.

В работе приведено описание специфических алгоритмов и алгоритмов интерполяции для вычислений перемещений и напряжений в точках КЭ и анализ получающихся результатов.

Литература:

Зенкевич О., Морган К. Конечные элементы и аппроксимация: Пер. с англ. — М.: Мир, 1986

### **Применение метода искусственных иммунных систем в задаче поиска оптимального управления детерминированными системами**

Метлицкая Д.В.  
МАИ, г. Москва

В докладе рассмотрено применение метода искусственных иммунных систем (ИИС), имитирующего иммунные системы живых организмов, к задаче нахождения оптимального программного управления непрерывными детерминированными системами. Методы искусственных иммунных систем относятся к метаэвристическим методам поиска и представляют собой семейство прямых методов решения задачи Майера о терминальном управлении. В процессе поиска решения они не используют ни необходимых, ни достаточных условий оптимальности. Методы ИИС, как и другие метаэвристические методы поиска, являются альтернативой классическим методам решения задачи Майера. Методы ИИС находят решение, которое может несколько



отличаться от оптимального, но при этом является приемлемым с практической точки зрения.

Для решения задачи поиска оптимального управления непрерывной системой предлагается осуществить переход к задаче поиска оптимального управления дискретной детерминированной системой, а затем построить решение исходной задачи путем интерполяции значений в узлах сетки. Предлагается искать приближенное решение задачи (управление) в виде кусочно-постоянных вектор-функций.

В работе предложен алгоритм решения поставленной задачи, на основе которого создано соответствующее программное обеспечение. В ходе исследований было обнаружено, что предложенный алгоритм хорошо справляется с тестовыми задачами поиска глобального экстремума функций нескольких переменных. Однако при решении методом ИИС задач поиска оптимального управления, которые относятся к задачам высокой размерности (в докладе рассматриваются задачи от 20 до 160 переменных), эффективность его работы снижается. Для повышения эффективности работы метода ИИС предложена его модификация.

В докладе приведены примеры решения прикладных задач и проведено сравнение метода ИИС с его модификацией, а также с другими метаэвристическими методами. В результате сравнения сделан вывод о том, что предложенный метод ИИС может эффективно справляться с решением задач поиска оптимального управления непрерывными системами, однако, при решении некоторых задач данным методом возникают трудности. Предложенная модификация метода ИИС успешно справилась со всеми представленными задачами, показав, при этом, лучшие результаты во всех трех случаях.

Предложенный алгоритм решения задачи поиска оптимального управления может применяться к широкому кругу прикладных задач проектирования сложных авиационно-космических систем, в том числе к задачам поиска оптимальных траекторий летательных аппаратов различных типов.

### **Применение робастных статистических методов для обработки результатов измерений**

Новиков Ю.И., Рыбаков К.А.

МАИ, г. Москва

Цель работы состоит в исследовании возможностей применения метода складного ножа (*jackknife*) и бутстреп-метода (*bootstrap*) для обработки результатов измерений в сравнении с классическими подходами, не использующими вторичные выборки и вторичные статистики.

Основная идея метода складного ножа заключена в систематическом пересчете оцениваемого параметра распределения с учетом временного исключения одного или нескольких наблюдений из общей совокупности исходных данных. Путем перебора с исключением всех возможных комбинаций элементов выборки получается массив различных значений оцениваемого параметра (для укороченных выборок), на основе которых и решается вопрос о вычислении окончательной оценки.

Бутстреп основан на оценке некоторого параметра распределения путем вычисления этого параметра для новых выборок, порожденных из исходной. В случае, когда для имеющихся наблюдений можно предположить, что они независимы и одинаково распределены, процедура может быть реализована путем построения большого числа новых выборок (равного объема), каждая из которых получается методом случайной выборки с возвращением из исходного набора данных.

В работе получены программные реализации метода складного ножа и бутстрепа, позволяющие проводить статистический анализ входных данных и оценивать эффективность этих методов при работе с большим количеством выборок. Для обработки как исходных данных, так и массива значений оцениваемого параметра, полученных по порожденным выборкам, реализованы следующие процедуры: построение эмпирической функции распределения и гистограммы, нахождение выборочного среднего, моды, медианы и оценки Ходжеса–Лемана (HL-оценки).

Рассмотрены разные варианты применения метода складного ножа и бутстрепа для оценки математического ожидания и проведена апробация для выборок разных объемов, соответствующих различным законам распределения (нормальному, логарифмически нормальному, показательному и равномерному). По результатам вычислительного эксперимента была найдена оптимальная схема, при которой эти методы, как правило, превосходят в точности оценивания математического ожидания для любого из рассмотренных распределений: вычисление выборочных средних для порожденных выборок с последующей оценкой моды. Это позволяет с достаточной долей уверенности утверждать, что такая же ситуация будет прослеживаться и при работе с данными, закон распределения которых неизвестен.

## **Интервальные алгоритмы нахождения оптимального управления с полной обратной связью детерминированными непрерывными системами**

Пановский В.Н.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась разработка алгоритмического и программного обеспечения интервальных методов поиска оптимального управления с полной обратной связью детерминированными непрерывными системами.

В связи с постоянным развитием окружающих человека машин и устройств и ростом потребности в автоматизированном управлении тем или иным процессом, решение задачи нахождения оптимального управления становится все более важным. Поиск управления почти всегда нагружен условием достижения экстремума некоторого критерия качества, что еще сильнее усложняет задачу. Все это в совокупности делает задачу поиска оптимального управления крайне важной для решения. Как показывает практика, найти такое управление аналитически бывает очень сложно, поэтому применение численных методов является крайне целесообразным.

Существующие численные методы используют различные подходы, но их использование связано с разнообразными трудностями: большими вычислительными нагрузками, требованиями к постановке задачи, трудностями в достижении сходимости метода. В данной работе рассмотрено применение интервальных методов условной оптимизации для нахождения оптимального управления с полной обратной связью. Данный выбор обусловлен тем, что интервальные методы обладают меньшей вычислительной сложностью, так как методы работают с интервалами и интервальными векторами (обработка ведется не по отдельным точкам, а по множествам), и они менее требовательны к формулировке исходной задачи.

Разработанный метод состоит из двух этапов: дискретизации исходной системы и поиска оптимального управления. В ходе первого этапа исходная непрерывная система преобразуется к дискретной с помощью методов Эйлера, Эйлера-Коши и Рунге-Кутты 3-го и 4-го порядков. Во втором этапе ищется искомое управление, которое аппроксимируется интервальным полиномом. Поиск производится с помощью условной интервальной оптимизации и последующей интервальной МНК-оценки. Итогом работы разработанного алгоритма является интервальный полином, который считается оптимальным управлением исходной системы. Увеличение степени интервального полинома и уменьшение шага дискретизации повлечут за собой увеличение точности.

Результатом данной работы являются формирование детального алгоритма нахождения оптимального управления с полной обратной связью детерминированными непрерывными системами, создание соответствующего программного обеспечения, реализующего разработанный алгоритм, решение модельных примеров, на которых продемонстрирована эффективность алгоритмов.

**Использование реляционной базы данных в задачах построения каскадной нейронной сети, для идентификации фрагментов изображения в системах интеллектуального управления**

Петенёв Е.К., Пушилилин С.В., Чемоданов В.Б.  
МАИ, г. Москва

При решении задачи распознавания изображений могут быть использованы различные способы идентификации объектов, одним из которых является применение искусственных нейронных сетей (ИНС), в частности, многослойного перцептрона. Такой метод имеет ряд преимуществ, например, универсальность при распознавании различных объектов и возможность обучения, создающая предпосылки для создания адаптивной системы.

В то же время, данный метод имеет и недостатки, к которым относится серьёзное возрастание объёма ИНС (количества нейронов и связей между ними) при увеличении объёма входных данных (проще говоря, размера изображения) и количества классов, к которым необходимо отнести идентифицируемый объект. Как следствие, увеличивается объём памяти вычислительного устройства, необходимый для работы ИНС, и понижается её быстродействие. Второй недостаток – необходимость обучения, требующая подборку достаточного количества обучающих примеров для каждого из классов объектов, и занимающего большое количество времени при большом объёме ИНС.

Это послужило причиной для проведения работы, целью которой было создание системы, подчёркивающей достоинства рассматриваемого подхода и компенсирующей недостатки.

Использование вместо одного перцептрона каскада из нескольких, объединённых в древовидную структуру, позволяет избавиться от лишних вычислительных операций, повышая быстродействие, и организовать иерархическую классификацию распознаваемых объектов. При этом, даже если изображение не распознано, его всё равно можно отнести к одному из классов более высокого уровня в иерархии, тем самым приблизительно оценив класс объекта.

Для реализации каскадной НС необходимо хранение структуры данных, его описывающей. Эта задача решена при помощи реляционной

базы данных (БД), что позволяет получить большое преимущество в быстродействии и времени разработки за счёт реализованных в системе управления базой данных (СУБД) алгоритмов доступа к данным и их изменения.

Процессы обучения и работы каскада описываются при помощи стандартного языка запросов SQL, что позволяет упростить их описание. Разработан алгоритм обучения системы, обеспечивающий достаточно высокое быстродействие и возможность обучения системы в процессе работы.

Исходя из этого, полученный подход можно использовать при решении заявленных задач в системах интеллектуального управления.

### **Разработка программы молекулярно-динамического моделирования на графических процессорах**

Семенов С.А.

МАИ, г. Москва

На кафедре 806 МАИ разработан программный комплекс молекулярно-динамического моделирования углеродных наноструктур. Программа написана на основе технологии CUDA. Для визуализации динамики частиц использовалась технология OpenGL. Для межчастичной связи углеродных структур использовался сложный потенциал Бреннера. С целью повышения эффективности вычисления применительно к распараллеливанию на графических процессорах использовались приёмы такие, как ячеистая модель движения, хэш-функция координат атома, битоническая, поразрядная, thrust сортировка для определения соседей, Scan суммирование для определения текущей температуры, генерация случайных чисел MTGP32 (Hiroshima University), thrust integrator, распараллеливание вычисления потенциала. Для численного решения использовалась конечно-разностная схема 2ого порядка. Производительность программы исследовалась специальной утилитой nVidia – Visual Profiler. На аппаратном обеспечении Intel Core i3, 2.93ГГц, 4 ядра, 4Гб RAM, nVidia GeForce GTX 480 для вычисления потенциала затрачивается 185 микросекунд на каждом шаге. При продолжительном расчете необходимо 3 минуты компьютерного времени для молекулярно-динамического моделирования 1 наносекунды «жизни» углеродной наноструктуры. Наибольшее время занимает вычисление коэффициентов производных функции порядка связи. При длительном моделировании стабилизируются кинетическая и потенциальная энергии, а результаты расчета хорошо согласуются с данными лабораторных исследований.

С использованием разработанного программного комплекса моделировалась динамика распространенных углеродных структур

таких, как лист графена, фуллерен С<sub>60</sub>, нанотрубок различных спиральностей. Результаты численного решения сравнивались с данными лабораторных исследований, теоретическими расчетами, данными из других программ.

### **Прибор «Режим-1» для измерения теплофизических свойств различных веществ и материалов**

Симанков Д.С.  
МАИ, г. Москва

В рамках программы УМНИК создаётся прибор для измерения динамически изменяющихся теплофизических характеристик различных веществ и материалов названный «Режим-1». В основе прибора лежит метод не стационарного нагрева, а именно импульсный иррегулярный тепловой режим или метод «горячей нити». Главное преимущество метода – возможность проводить измерения не искажённые радиационным переносом, а так же минимальное время проведения эксперимента и размер измерительной ячейки не нарушая его целостности (*in vivo*). Конечным результатом выполнения НИОКР станет сам прибор, датчики и программный комплекс к нему, который позволит строить графики зависимостей температуры от времени, теплопроводности от температуры, тепловой активности от температуры, тепловых потоков от времени, термического сопротивления от температуры, объёмной теплоёмкости от температуры (при неизменяющейся плотности тела), кинематической (динамической) вязкости жидкостей от температуры, а так же возможно измерение молекулярной массы полимерных и полимеризующихся жидкостей. Кроме того, можно будет определять температуры гомогенной нуклеации органических жидкостей в метастабильном состоянии. Основным отличием создаваемого прибора «Режим-1» от известных установок то, что он является прибором с заявленной аппаратной погрешностью 1% и меньшим процентом по воспроизводимости результатов, способный проводить измерения по 5 каналам одновременно. Создаваемый прибор отличается ещё тем, что может проводить измерения при динамически изменяющейся температуре исследуемого вещества, а веществом может быть как твёрдые тела, так и жидкости, газы, биоматериалы, пластичные материалы, магнитные и метастабильные жидкости и другие, кроме порошкообразных и гранулированных, проводников. Комплекс научных задач расширен ещё таким важным нововведением как исследование теплофизических характеристик в переменных и постоянных электрических и/или магнитных полях, а так же влиянием ионизирующего излучения.

Прибор «Режим-1» рассчитан на различные временные интервалы длительности импульса. Диапазон измеряемых температур зависит от датчиков и находится от  $-270^{\circ}\text{C}$  до  $+1600^{\circ}\text{C}$ , давление от 0,1 до 150 атм, скорость изменения температуры до  $200^{\circ}/\text{мин}$ .

Готовятся документы на аккредитацию в Росстандарте, ФГУП «ВНИИМС» и ФГАНУ ЦИТиС, а так же заявка на патент (изобретение).

### **Определение предельных состояний упругопластического стержня**

Трунов С.Ю., Кузнецов Е.Б.

МАИ, г. Москва

Рассмотрена задача об одноосном деформировании тела из идеального упругопластического материала в линейном и нелинейном случае с учетом дополнительного квадратичного члена в уравнении равновесия скоростей, в частности рассматривался стержень с размерами: длина 0,1м, ширина и высота 0,01м.

После дискретизации уравнений методом конечных элементов задача свелась к интегрированию системы нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений. В предельном состоянии матрица системы вырождается, задача становится сингулярной. При реализации метода конечных элементов была использована одномерная модель с разбиением стержня на три участка.

Для преодоления сингулярности, в ходе решения системы нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений была использована процедура перехода к наилучшему параметру. Параметр внешней силы был введен в число неизвестных, а за наилучший параметр принималась длина дуги интегральной кривой.

Результатом выполненной работы являются значения смещения в узлах и диаграмма одноосного растяжения, как в предельном случае с идеальным упругопластическим материалом, так и в близком к предельному случаю.

### **Расчет индикатрисы сложного излучателя**

Евдокимов И.Е.<sup>1</sup>, Николаенко В.С.<sup>1</sup>, Филиппов Г.С.<sup>1</sup>, Яценко Б.Ю.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Разработка способов расчёта пространственного распределения потоков лучистой энергии (индикатрисы) от сложных излучателей видимого и инфракрасного диапазонов, а также путей уменьшения их интенсивности, является актуальной для многих областей науки и техники. Все излучающие элементы конструкции являются, как правило, сложными геометрическими фигурами, что значительно усложняет процесс вычислений из-за необходимости учитывать

реальные оптические характеристики поверхностей и многократные переотражения лучистого потока между ними.

Цель исследования - разработать метод, который позволяет рассчитывать излучение нагретых поверхностей сложных излучателей и определять распределение лучистых потоков в пространстве. За основу исследования, посвящённого разработке математического моделирования сложных излучателей, взят усложнённый метод расчёта переноса излучения Ю.А. Суринова, получивший название итерационно-зонального.

Суть предлагаемого метода расчёта состоит в разбиении излучающей и отражающей системы, а также собирающей полусферы на элементарные площадки. Каждая площадка на собирающей полусфере соответствует некоторому телесному углу суммирования  $d\Omega = dF_{i,j}/L^2$ , в пределах которого переносится лучистая энергия от излучающих и отражающих элементарных площадок в направлении полусферы суммирования. Перенос энергии осуществляется при помощи лучей, которым она приписывается. Для определения параметров лучей, соединяющих центры площадок излучения или отражения с площадкой  $dF_{i,j}$  на поверхности сферы суммирования радиуса  $L$ , необходимо определить координаты вектора нормали к центрам элементарных площадок.

С использованием вышеуказанных допущений разработан метод, алгоритм и программа математического моделирования пространственного распределения лучистой энергии от сложных излучателей. Достоверность метода подтверждена экспериментом.

### **Оценка качества сетки в методе конечных элементов**

Филиппова Е.С.

МАИ, г. Москва

Точность результата решения задачи методом конечных элементов во многом определяется правильным заданием исходных данных, в число которых входит и накладываемая на объект сетка КЭ.

Сложность реализации наложения сетки заключается в том, что очень редко сразу удастся построить оптимальную сетку. Перебор всевозможных для данного объекта сеток – процесс трудоемкий и длительный, а потому неприемлемый на практике. Необходима оценка сетки по каким-либо критериям, как в процессе построения сетки, так и после его завершения, не приступая к основным вычислениям согласно алгоритму МКЭ. Сетка должна быть оптимальна по многим характеристикам: поддержание необходимого сгущения с обеспечением плавного перехода от одних КЭ к другим, исключение критически



минимальных углов в КЭ, обеспечение предельной равносторонности КЭ и т.д.

Для определения качества сетки в целом применяются различные методы, чтобы впоследствии модифицировать полученную сетку или использовать иной алгоритм её построения. В данной работе сделана попытка сравнить эффективность применения различных критериев для получения более или менее объективного суждения о качестве построенных сеток. Использовались:

- критерий, основанный на применении метода штрафных функций, показывающего отклонение параметров сетки от оптимума;
- критерий, основанный на теореме Делоне, гласящей, что система КЭ оптимальна, если имеет минимальный периметр ребер, образующих сетку КЭ.

Получены числовые характеристики сетки, дающие возможность прогнозирования эффективности применения указанных критериев в САЕ-системах.

### **Численный метод определения экстремальной стабилизирующей стратегии для линейной стохастической системы с квадратичным критерием и его применение к задачам стабилизации ИСЗ**

Хрусталеv М.М., Халина А.С.  
МАИ, ИМАШ РАН, г. Москва

Предлагается численный метод отыскания экстремальной стабилизирующей стратегии и экстремального значения критерия стохастической системы при неполной информации о векторе состояния на неограниченном интервале времени.

Рассматривается линейная стохастическая система, описываемая уравнением Ито, с квадратичным критерием, характеризующим средние затраты величины, определяющей оптимальность процесса (топлива, энергии), в единицу времени. Предполагается, что измерению доступен не весь вектор состояния. Такая ситуация характерна для управляемых технических систем. Каждому составу доступных измерению компонент вектора состояния и варианту статистических характеристик возмущений будет соответствовать своя оптимальная стратегия управления.

Применение метода синтеза стратегии управления стохастическими динамическими системами на неограниченном интервале времени [1] позволяет получить систему уравнений для набора коэффициентов, определяющих стратегию управления. Эта система матричных уравнений включает в себя два уравнения Ляпунова.

Предложенный итерационный метод дает конструктивный способ отыскания экстремальной стабилизирующей стратегии и экстремального значения критерия.

В качестве примера, демонстрирующего работу алгоритма, рассмотрена задача о стабилизации орбиты искусственного спутника Земли. Найдены оптимальные стабилизирующие стратегии при различной информированности о состоянии.

[1] Хрусталеv М.М. Синтез оптимальных и устойчивых управляемых стохастических систем при неполной информации о состоянии на неограниченном интервале времени // Автоматика и телемеханика, 2011. №11. С.174-190.

### **Математическое моделирование естественной конвекции при нормальной и пониженной гравитации**

Хан Ю.О.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось построение математической модели для расчета тепловой, концентрационной и термоконцентрационной конвекции в безразмерных переменных при различных числах Рэлея.

Рассматривается задача естественной конвекций вязкой несжимаемой жидкости в квадратной замкнутой области с теплоизолированными горизонтальными стенками и с заданными температурами на граничных вертикальных стенках. Математическая модель данной задачи представляет собой двумерные уравнения Навье–Стокса в безразмерных переменных в приближении Буссинеска. Для скорости на всех границах ставится условие прилипания, а для температуры ставятся такие условия: нижняя и верхняя горизонтальные границы – теплоизолированные, а правая и левая вертикальные границы – изотермические. В качестве начальных условий задаётся неподвижная жидкость с линейным теплопроводным распределением температуры.

Для моделирования рассматриваемой конвективной задачи использовалась безразмерная запись уравнений, в которую входят безразмерные параметры – числа Прандтля, Рэлея, Грасгофа, Шмидта. Использовалась система уравнений Навье–Стокса в приближении Буссинеска. Расчёты были проведены с использованием современной гидродинамической программы Fluent.

Сравнение полученных результатов с «эталонным» решением для разных чисел Рэлея показало хорошую точность расчётов. Результаты расчёта также показали, что при заданных граничных и начальных условиях при увеличении числа Рэлея максимальное значение модуля

скорости смещается к границам области, а изотермы стремятся принять горизонтальное положение.

Концентрационная модель конвекции определяется тепловым числом Рэлея и числом Шмидта. Поле концентрации под действием конвекции начинает изменяться с меньших чисел Рэлея, чем поле температуры, так как число Шмидта больше числа Прандтля. Число Прандтля мало, т.е. температуропроводность гораздо больше, чем вязкость, поэтому поле температуры под действием жидкости начинает изменяться лишь при достаточно большом числе Рэлея (более 100). И когда поле температуры неизменно, поле концентрации уже заметно изменяется.

Сделан вывод, что концентрационная неоднородность при нормальных условиях меньше, чем в условиях пониженной гравитации.

В результате данной работы получена зависимость тепловой и концентрационной конвекции, влияние числа Рэлея и исследовано влияние изменений чисел Прандтля и Шмидта на движение жидкости в замкнутом объеме.

### **Оптимизация площади взлетно-посадочной полосы с помощью CVaR-критерия**

Кибзун А.И., Чернобровов А.И.  
МАИ, г. Москва

Задача оптимизации площади взлетно-посадочной полосы (ВПП) возникает в связи с двумя обстоятельствами. Во-первых, реальная посадка летательного аппарата (ЛА) происходит под действием погодных факторов (ветер, дождь, снег), что приводит к отклонениям ЛА от расчетной точки касания ВПП. Во-вторых, стоимость построения ВПП очень высока. Например, тендерная стоимость строительства ВПП в Шереметьево в 2011 году была более чем 27 млрд. рублей.

Посадку самолета можно рассматривать, как некоторую случайную величину, параметрами которой являются длина и ширина ВПП. В работе рассматривается постановка задачи, связанная с выбором параметров ВПП из условия минимума ее площади с учетом ограничения на вероятность успешной посадки.

В [1] данная задача сведена к задаче квантильной (VaR) оптимизации и найдена аналитическая верхняя оценка для параметров ВПП.

Сама же задача квантильной оптимизации оказывается достаточно сложной и удается найти лишь ее численные оценки.

В данной работе предлагается выбрать не VaR-критерий, а CVaR-критерий (интегральную квантиль). CVaR-критерий – это усредненное значение функции VaR на «хвосте» распределения, т.е. в самых неблагоприятных случаях. Известно, что CVaR можно рассматривать, как оценку сверху для VaR [2]. Особенно это актуально при больших

значениях параметра вероятности. А согласно требованиям Международной Организации Гражданской Авиации, вероятность безопасной посадки должна быть не ниже 0.999999.

В работе построены аналитические верхние оценки для параметров ВПП с CVaR-критерием, а также найдено численное решение задачи с помощью стохастического квазиградиентного алгоритма. В работе проводится сравнение результатов с известными результатами для VaR-критерия. Сравняется как сами результаты, так и скорость работы численных алгоритмов VaR и CVaR оптимизации для разных значений параметра вероятности.

Список литературы:

Дзотцов А.А., Кан Ю.С., Шахлевич П.К. Оптимизации площади взлётно-посадочной полосы //Изв. РАН, Теория и системы управления, 2007, №6, С.44-49

Rockafellar R.T., Uryasev S. Optimization of conditional value-at-risk. //The Journal of Risk, 2000. Vol. 2, № 3, P. 21-41.

### **Универсальная управляющая программа «LaserCNC» для лазерного технологического оборудования**

Кондратенко В.С., Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю.  
МГУПИ, МАИ, г. Москва

Работа продолжает цикла работ по созданию управляющих программ для инновационных лазерных технологий. Программа может быть использована для управления новыми технологическими установками, реализующими процесс лазерного управляемого термораскалывания.

Числовое программное управление (ЧПУ) — компьютеризованная система управления, управляющая приводами технологического оборудования, включая станочную оснастку. *G* - код — условное наименование языка программирования устройств с ЧПУ. Производители систем управления используют *G* - код в качестве базового подмножества языка программирования, расширяя его по своему усмотрению.

Программное обеспечение «LaserCNC» служит для управления лазерным технологическим оборудованием на базе контроллеров, поддерживающими ЧПУ – управление, на основе *G* - кодов. Программа разработана как универсальная и поддерживает различные варианты оснастки технологического оборудования, а также с различными контроллерами (на данный момент это контроллеры фирмы Aerotech серий U500 и A3200). Структура программы позволяет доработать ее, для использования в установках с другими контроллерами, использующими *G* - коды. Программное обеспечение «LaserCNC» работает под управлением операционной системы Microsoft Windows

(XP и Windows 7) и взаимодействует с контроллером через вызовы функций из динамических библиотек Aerotech, реализующих возможности дополнительно установленной на ПК системы реального времени *RTX*. Интерфейс реализован в виде стандартного окна Windows, включающего в себя диалоговые панели для отображения текущего состояния системы и инструменты для управления станком. Технологическая программа задается при помощи стандартных *G* - кодов, дополненных дополнительными

*M* - командами для управления станочной оснасткой.

Для получения технологического задания в *G* - кодах, необходимо использовать САМ (Computer-aided manufacturing) программу, генерирующую задание на основе чертежей. Компания НПЦ «Лазеры и аппаратура ТМ» поставляет собственную САМ программу «TRACKLAYER 2». Задачей «TRACKLAYER 2» является создание и технологическая подготовка управляющих программ для станков, предназначенных для раскроя листового материала.

## Алфавитный указатель

Amorim J.....	70	Афони́на О.А.....	365
Antje Lehmann.....	71	Ахметжанов Р.В.....	178
Jakob Schepper.....	71	Бабаев Г.Б.....	241
Martins-Filho L.S.....	70	Бабаев Э.Н.....	242
Stolyarchuk V.A.....	71	Бабенко Е.А.....	243
Asadollahi Ghohih A.....	209	Бабкина И.О.....	12
Абашев В.М.....	211	Байгалиев Б.Е.....	194
Абгарян В.К.....	226, 232	Байрамов К.Р.....	73
Абдуллин А.Д.....	6	Байрамов Р.К.....	73
Абрамов С.В.....	237	Бакулин Я.Ю.....	74
Авакян А.А.....	238	Баландин Н.А.....	244
Авдеев А.В.....	206	Балашов В.В.....	217
Агаев С.Р.....	372	Балык В.М.....	83, 98
Агафонов Д.Н.....	177	Баракос Дж.....	9
Агеенко Ю.И.....	234	Баринов И.Н.....	75
Адамов Н.П.....	161	Барышов Д.П.....	76, 136
Аджян А.П.....	175	Басмаджян А.З.....	374
Акаев А.Б.....	6	Батраков А.С.....	9
Акимов Е.Н.....	133	Бахтин А,Г.....	77
Аксенов А.А.....	387	Бегишева Л.Р.....	77
Алексеева Н.С.....	239	Бейлин И.....	149
Алексеев А.С.....	40	Беличенко М.В.....	375
Алексейчук А.С.....	373	Белова Ю.Н.....	179
Алехин М.И.....	340	Белоусов Г.Г.....	8
Алиев Р.Ш.....	7	Белоусов М.Г.....	179
Амелин Р.Н.....	374	Белоярова В.А.....	370
Амосов А.Г.....	154	Бехтина Н.Б.....	10
Анисимова Т.В.....	240	Блохина В.Ф.....	245
Антипов Е.А.....	217	Бобе Л.С.....	72, 101
Антошкина Е.Н.....	42	Богачева Д.Ю.....	197
Аракчеев Д.В.....	72	Богданов А.А.....	246
Арбеков А.Н.....	175, 212	Богданов В.И.....	201
Ардатов К.В.....	176	Богданова Ю.Н.....	376
Ардешири Ш.....	8	Большакова Т.А.....	78
Артемьев В.М.....	281	Бондарейко А.А.....	341
Артемьев С.А.....	177	Бондарейко Е.А.....	247, 341
Асланов С.К.....	229	Борисов Б.С.....	79
Астредин В.М.....	124, 172	Бородин М.С.....	139
Афанасьев Ю.Л.....	120, 130	Бородин С.И.....	248
Афанасьева О.А.....	347	Бочаров В.С.....	239, 252

Бронников Д.В. ....	249	Ганзбург М.Ф. ....	193
Брыкин Б.В. ....	180	Гаркуша В.И. ....	79
Бурдо В.В. ....	80	Генералов А.Г. ....	239, 252
Бурковский Б. ....	152	Гиголо А.И. ....	280, 285, 334
Бурняшев С.А. ....	81	Глухов Д. ....	156
Бухаров А.В. ....	181	Говорков А.С. ....	254
Быков А.В. ....	106, 166	Говоров А.А. ....	186
Вавилин К.В. ....	207, 215	Голованов А.И. ....	63
Вайс С.Н. ....	250	Головин Д.Л. ....	61
Валайтите А.А. ....	318	Головнев И.Г. ....	14
Валов М.В. ....	99	Голубев Е.Н. ....	332
Ванский С. ....	144	Горбачев М.В. ....	191
Варочко М.А. ....	82	Горбунов А.А. ....	15
Вебер А.В. ....	198, 210, 217	Горин В.В. ....	18
Веденев В.В. ....	182	Горлов А.В. ....	256
Веденков К.В. ....	83	Горопаев Д.А. ....	171
Веремеенко К.К. ....	253, 336	Горяшин Н.Н. ....	272
Вестяк В.А. ....	319	Гринин Д.П. ....	257
Вехов А.С. ....	84	Гритченко В.В. ....	357
Викторов А.С. ....	193	Грищенко С.В. ....	16
Виноградов Д.М. ....	147, 150	Гультияев Н.Н. ....	86
Виноградов К.А. ....	183	Гуревич А.С. ....	50
Волков В.С. ....	12, 75	Гуреев Э.Д. ....	122
Волков Н.Н. ....	104, 197	Гурзо М. ....	156
Волкова Л.И. ....	197	Гурина И.Н. ....	199
Воробьев А.Г. ....	309	Гусаров А.О. ....	147, 150
Воробьев Е.В. ....	91	Гусев В.Ю. ....	256
Воробьев И.С. ....	184	Гусев Е.В. ....	78, 80, 90
Воронина Л.Н. ....	251	Гусев С.С. ....	154
Воронцов Р.Б. ....	17	Гусейнов В.С. ....	267
Ву Мань Хиеу ....	13	Гуцаев И.В. ....	377
Вытришко Ф.М. ....	86	Давыдов П.А. ....	87
Габдуллин Ф.Ф. ....	228	Давыдова Е.В. ....	88
Габов Д.В. ....	190	Дадашев М.С. ....	257
Гаврилов Л.И. ....	129	Данилина А.Н. ....	258
Гаджиев Э.В. ....	252	Данилов А.М. ....	264
Газудинов Д.И. ....	13	Дарнопых В.В. ....	89, 158
Галай И.А. ....	253	Даргярев С.А. ....	225
Галашин М.Е. ....	257	Дедова А.В. ....	90
Галенков А.А. ....	342	Деменев А.А. ....	259
Галочкин С.А. ....	99	Деменко О.Г. ....	118
Гальперин Д.М. ....	85	Демидова Н.С. ....	169

Денисенко Д.В. ....	17	Завалов О.А. ....	21
Денисов О.Е. ....	91	Заведеев А.И. ....	277
Денисов С.Л. ....	93	Заговорчев В.А. ....	97
Денисова Е.В. ....	12	Загорков А.Н. ....	126
Дергунов А.А. ....	146, 148, 156	Зазулина А.Б. ....	290
Дерябин В.А. ....	18	Зайцев С.Е. ....	100
Джафарзаде Р.М. ....	275	Заплаткин Ю.Ю. ....	321
Дзарданова С.В. ....	343	Зарецкий Б.Ф. ....	120
Диденко Р.А. ....	29, 183, 190, 214, 221	Захаревич М.А. ....	321
Динь Тьен Зунг ....	187	Звегинцев В.И. ....	161
Дмитриев А. ....	156	Зеленцова Л.С. ....	355
Дмитриенко А.Г. ....	94, 142	Зенков Д.Н. ....	98
Доброва К.Б. ....	349	Зимин И.И. ....	99
Добычина Е.М. ....	312	Зонтов Г.С. ....	191
Додонов К.Н. ....	19	Зуева Т.И. ....	343
Донюков И.А. ....	20, 31, 34, 38	Иванов В.В. ....	273
Доронин Р.А. ....	21	Иванов Р.Д. ....	24
Драгун Д.К. ....	136	Иванов С.В. ....	379
Духова Д.А. ....	344	Иванова А.П. ....	191
Дьяконов Д.А. ....	21	Иванченко А.Я. ....	266
Дьяченко В.М. ....	30	Ивахнов Р.С. ....	25
Евдокимов И.Е. ....	180, 188, 399	Ивчин В.А. ....	50
Евтушенко Н.Н. ....	95	Игнатъев Д.И. ....	26
Егоров В.В. ....	260	Игумнова А.С. ....	209
Егорчев М.В. ....	261	Ильин Р.В. ....	234
Емелькин А.И. ....	379	Ильина Д.И. ....	347
Емельянов А.А. ....	165	Ирз М.Б. ....	193
Ермилов Ю.И. ....	189	Искендеров И.А. ....	241, 267, 275
Ерусланкин С.А. ....	82	Кабанов А.А. ....	268
Ершов Д.М. ....	345	Казбеков Б.В. ....	269
Ефимов Е.Н. ....	263	Калашников А.И. ....	89
Жаворонок С.И. ....	115	Калимулин И.Ф. ....	270
Жданов А.А. ....	264	Калинин М.А. ....	127
Жданов П.А. ....	265	Калмыков П.Э. ....	194
Железная И.П. ....	346	Калягин М.Ю. ....	100, 119, 149, 152
Желонкин А.А. ....	23	Канадин В.Н. ....	271, 330
Жилиев А.С. ....	254	Капица А.А. ....	101
Жилиев С.И. ....	144	Каракотин И.Н. ....	108, 173
Журавлев В.Б. ....	146, 148, 156	Карамышева Н.А. ....	348
Журавлев Р.В. ....	190	Карелин Д.В. ....	214
Журавлева Н.Л. ....	96	Каржаев А.С. ....	272
		Каримова Ф.Ф. ....	213



Карпенко Д.С. ....	273	Константинов М.С. ....	140
Карпухин С.В. ....	27	Кордовер К.А. ....	264
Картуков А.В. ....	317	Кормакова В.В. ....	281
Касумов Е.В. ....	274	Коробкин Н.А. ....	201
Каторгин Б.Н. ....	5	Коровин В.А. ....	265
Кашина И.А. ....	132	Королев А.А. ....	28
Керимов С.М. ....	275	Королюков А.В. ....	223
Кибзун А.И. ....	403	Корсун А.Г. ....	79, 163, 200, 228
Ким В.П. ....	195	Корчемкин Ю.Б. ....	283
Кирдюшкин Ю.С. ....	196	Кохан Л.Л. ....	281
Кириллюк Л.М. ....	227	Кочетков А.А. ....	129
Кириченко Н.В. ....	349, 365	Кочетков О.С. ....	283
Кириченко О.Н. ....	276	Кравченко В.О. ....	350
Кленов Е.А. ....	243	Крайнов А.М. ....	147, 150
Клионовска К.К. ....	102	Кралькина Е.А. ....	207
Клочков В.В. ....	356	Кралькина Е.В. ....	215
Ковалёв А.Ю. ....	277	Красильников П.С. ....	374
Ковалев В.И. ....	200	Красильщиков М.Н. ....	107
Ковалёва А.А. ....	103	Краснов М.И. ....	294, 304
Ковалкин С.С. ....	197, 199	Краснухин А.А. ....	385
Коватова Ю.С. ....	197	Кременецкий А.Н. ....	265
Кожевников А.С. ....	380	Кроилов В. ....	143, 156
Кожевников В.В. ....	198	Круглов Д.А. ....	153, 168
Козаев А.Ш. ....	104	Кружков Д.М. ....	107
Козедра П.А. ....	154	Крундаева А.Н. ....	29
Козлов А.В. ....	17	Крупкин С.А. ....	30
Козлов Г.П. ....	207	Крылов Н.В. ....	386
Козлов Д.С. ....	261	Кубриков М.В. ....	74
Козлов И.П. ....	278	Кудимов Н.Ф. ....	387
Козорез Д.А. ....	107	Кудинов А.С. ....	108, 173
Колбасов А.Н. ....	105	Кудрявцев Н.С. ....	284
Колбин И.С. ....	381	Кузнецов Г.Ю. ....	285
Колотников М.Е. ....	182	Кузнецов Е.Б. ....	388, 399
Колпаков А.В. ....	197, 199	Кузнецов С.В. ....	200
Колчин М.О. ....	382	Кузьмина Е.В. ....	352
Комаров С.А. ....	256	Кулагин А. ....	149
Комарова А.М. ....	349	Кулагина И.В. ....	12
Комов В.Г. ....	383	Кулакова Р.Д. ....	83
Кондратенко В.С. ....	404	Кульков В.М. ....	147, 150
Кондратьева С.Г. ....	280, 334	Кульков Е.М. ....	153, 168
Кондрашев Г.В. ....	106	Курашина А.Е. ....	257
Коновалова А.А. ....	384	Куренков В.И. ....	110

Куркин И.И. ....	295	Мадеев С.В. ....	203
Курмазенко Э.А. ....	129	Мажуль И.И. ....	161
Куршаков М.Ю. ....	228	Мазлумян Г.С. ....	76
Кусюмов А.Н. ....	9	Макаренков М.В. ....	114
Кутаков М.Н. ....	286	Макаров Е.А. ....	127
Куфтырев Р.Ю. ....	217	Макаров П.В. ....	182
Кучеров А.С. ....	110	Макарова Е.А. ....	376
Лавринов Г.А. ....	31	Макин Ю.Н. ....	47
Лазарев В.И. ....	111	Максимов И.А. ....	273
Лазников Н.М. ....	367	Маланин В.П. ....	237
Лапшин К.В. ....	14	Малахов Р.Ю. ....	293, 323
Ларин А.А. ....	46	Малкин А.А. ....	328
Лашин В.Ю. ....	287	Малкин Ю.М. ....	127
Ле Куок Динь ....	32	Малозёмов В.В. ....	120
Лёб Х.В. ....	178	Мамаев А.А. ....	391
Лебедев И.И. ....	288	Марсанов Л.О. ....	353
Лебедев М.А. ....	387	Маринко А.Н. ....	111
Леонов С.С. ....	388	Маркин Л.В. ....	301
Леонтьев М.К. ....	225	Маркин Н.Н. ....	392
Лепёхин А.В. ....	289	Мартиросов Д.С. ....	179
Лепёхина Т.А. ....	278	Мартиросов М.И. ....	54, 186, 382
Летова Т.А. ....	335	Мартынов О.А. ....	294, 304
Липатов А.А. ....	250	Маслаков С.А. ....	204
Липов Б.П. ....	33	Маслов Ю.В. ....	20, 31, 34, 38
Лисицин А.Н. ....	201	Медведев А.М. ....	296
Лисовская Т.В. ....	257	Медведский А.Л. ....	93, 115
Литвина Д.В. ....	112	Медяков О.Е. ....	205
Лобанов И.Е. ....	218, 390	Меликова М.Б. ....	35
Лобачев Н.А. ....	43, 62	Мельников И.В. ....	116
Лобов А.Г. ....	156	Мерзляков Г.А. ....	120, 130
Ловчинская М.В. ....	364	Мерзляков Д.В. ....	117
Лосинец Д.С. ....	113	Меркишин Г.В. ....	317
Лохматкин В.В. ....	113	Мерьков А.Ю. ....	295
Лошкарев А.Н. ....	117	Метельников А.А. ....	206
Лугинина Н.С. ....	190, 221	Метлицкая Д.В. ....	271, 330, 392
Лужанский Б.Е. ....	343, 353	Мехтиев Д.С. ....	36
Лутков А.Н. ....	290	Мидзяновский С.П. ....	37
Лынов И.А. ....	291	Милов А.Е. ....	117
Лысова Е.Д. ....	136	Милоданова Ю.А. ....	354
Лютер Е.В. ....	363	Милосердов М.С. ....	249
Ляшенко А.И. ....	235	Мин Тейн. ....	140
Мадаминов С.Р. ....	292	Миронов В.В. ....	141

Митряйкин В.И. ....	63	Николаева О.В. ....	125
Михаленков Н.А. ....	118	Николаенко В.С. ....	399
Миханичев Р.Д. ....	34	Никонов А.М. ....	207
Михеев С.Ю. ....	226	Никопоренко А.В. ....	211
Мищенко В.Ю. . 20, 31, 34, 38, 39		Новиков А.В. ....	205
Могулкин А.И. ....	217	Новиков Ю.И. ....	393
Можаров В.А. ....	296	Новицкий Б.Б. ....	175, 212
Моисеев Д.В. ....	159	Нуднов Р.О. ....	157
Мокроусова Е.И. ....	355	Нуждин В.М. ....	260
Молоденков А.В. ....	297	Нурмухаметов Р.Р. ....	9
Молодяков Д.С. ....	40	Нурсултанов Д.Е. ....	44
Молоканов К.В. ....	119	Ньи Ньи Хтун ....	301
Молотков В.Ю. ....	193	Оболенский Ю.Г. ....	333
Молчанова Е.В. ....	356	Обухов А.Е. ....	302
Морозов В.А. ....	120	Обухов В.А. ....	178, 232
Морозов Г.И. ....	120, 128	Овсянников Д.И. ....	303
Морозова Н.А. ....	114	Овчинникова Е.В. ....	280, 334
Моругин П.А. ....	298	Огурцов А.А. ....	294, 304
Мотырева Е.Е. ....	121	Огорокова Н.С. ....	220
Мурлага А.Р. ....	122	Олейник А.И. ....	305
Мусави Сейед Али Сейед		Оленин И.Г. ....	137
Абдолвахед. ....	10	Орехова Е.А. ....	359
Мухин Н.Ю. ....	328	Орлов В.С. ....	306
Мьо Тант. ....	299	Орлов Д.В. ....	147, 150, 155
Наполова Е.И. ....	357	Орловская С.Г. ....	213
Наумов А.О. ....	281	Отряхина К.В. ....	214
Неделин В.Г. ....	123	Ошкин А.Е. ....	126
Неклюдова П.А. ....	207	Павлов В.Б. ....	207, 215, 219
Нестеренко В.В. ....	208	Паздерин С.О. ....	99
Нестеренко В.Г. ....	176, 204, 209, 222, 235	Пак Йонгин ....	209
Нестеров В.А. ....	51	Пак. М.В. ....	308
Нечаева О.А. ....	124, 172	Палешкин А.В. ....	78, 80, 90
Нигматзянов В.В. ....	210	Панагушин В.П. ....	363
Никитин А.Д. ....	41	Паничев Е.В. ....	216
Никитин И.С. ....	41	Панков А.С. ....	217
Никитушкин А.М. ....	300	Пановский В.Н. ....	395
Никитушкина В.В. ....	358	Папко А.А. ....	127
Никитченко Ю.А. ....	64	Парамонов Н.В. ....	218
Николаев В.И. ....	278	Парафесь С.Г. ....	106, 123
Николаев Е.И. ....	42	Пастухов И.С. ....	309
Николаев Н.Г. ....	43	Пашаев А.М. ....	241, 267, 275
		Пегин И.В. ....	234

Переверзев Е.В. ....	310	Русаков А.В. ....	79
Пестерев А.А. ....	311	Рыбаков А.В. ....	350
Петенёв Е.К. ....	396	Рыбаков К.А. ....	380, 393
Петров А.К. ....	219	Рыбин А.Н. ....	131, 160
Петров И.А. ....	312	Рыченков Д.Б. ....	315
Пивоваров В.А. ....	179	Рябова С.В. ....	361
Писков И.Г. ....	50	Рябушкин С.А. ....	332
Пичужкин П.В. ....	78, 80, 90	Саввина А.М. ....	47
Пичулин В.С. ....	103, 128, 134	Садертдинов Д.Ф. ....	49
Платов С.А. ....	14	Садов И.В. ....	317
Побирухина Е.В. ....	366	Садовская Е.В. ....	318
Полищук М.А. ....	313	Сагорнсин Р. ....	49
Полькин И.С. ....	41	Саломатин К.С. ....	319
Пономарев В.Б. ....	130	Сальников А.Ф. ....	132
Попов В.В. ....	99	Сальников Д.С. ....	320
Попов Г.А. ....	217	Самсонов К.Ю. ....	50
Попов С.А. ....	13, 49, 64	Сапожников В.Б. ....	223
Попов Ю.И. ....	16, 57, 66	Сапунков Я.Г. ....	297
Портных А.И. ....	216	Саркисян В.И. ....	362
Похваленский В.Л. ....	333	Сафронов А.А. ....	224
Привалов Л.В. ....	45	Сафронов В.С. ....	100
Припадчев А.Д. ....	15	Сверчков Ю. ....	143
Прокофьев А.О. ....	313	Северинова В.В. ....	211
Прохладин Г.Н. ....	314	Севрук С.Д. ....	220
Прохорова Е.П. ....	121	Семенихин К.В. ....	391
Прошкин В.Ю. ....	129	Семенов И.М. ....	51
Прудников А.Г. ....	211	Семенов П.Н. ....	363
Пунтус А.А. ....	385	Семенов С.А. ....	397
Пуцылов И.А. ....	177, 184	Семенцова А.Н. ....	52
Пушкилин С.В. ....	396	Семенчиков Н.В. ....	32
Пушкин К.В. ....	220	Семочкин Е.Е. ....	53
Пятунин К.Р. ....	221	Семрак А.В. ....	24
Рабинский Л.Н. ....	54	Сергеев С.Ф. ....	321
Равикович Ю.А. ....	176, 204	Серпичева Е.В. ....	54
Раков В.В. ....	72	Сиганьков В.И. ....	278
Рафаилов А.Г. ....	120, 130	Сизов А.А. ....	79
Резниченко В.И. ....	46, 130	Силантьева Е.А. ....	364
Репина М.В. ....	250	Симанков Д.С. ....	398
Родин С. ....	150	Симонова Е.Л. ....	376
Родителей В.И. ....	222	Сипатов А.Н. ....	225
Родченко В.В. ....	97	Ситников С.А. ....	210, 217
Румянцев Д.С. ....	164	Скедина М.А. ....	103

Славгородская А.В. ....	55	Токарев А.С. ....	143, 156
Смирнов В.К. ....	133	Трайнёва Е.О. ....	244
Смирнов С.Е. ....	177, 184	Треля Е.М. ....	366
Смирнова Г.А. ....	134	Третяков А.Ю. ....	133
Смирнова Е.М. ....	135	Третякова О.Н. ....	383, 387, 404
Смоляр В.П. ....	229	Триадский Н.Н. ....	38
Снастин М.В. ....	322	Трофименко М.Ю. ....	229
Соболев Л.Б. ....	370	Трофимов А.А. ....	94, 142
Соболь В.Р. ....	226	Трунов С.Ю. ....	399
Сова А.Н. ....	76, 82, 91, 111, 114, 136, 166	Тузиков С.А. ....	155, 168
Сова Е.В. ....	136	Тузов И.В. ....	328, 337
Соколова А.А. ....	56	Тумаков А.Г. ....	194
Соловьев А.Н. ....	137	Туркин И.К. ....	21, 106
Соловьев М.И. ....	191	Тюменцев Ю.В. ....	261
Солошенко В.Н. ....	57	Уразбахтин Ф.А. ....	131, 160
Стадничук А.В. ....	227	Усовик И.В. ....	158
Старостин К.И. ....	58	Устюжанинова Г.Н. ....	220
Старченко А.Е. ....	138	Фам С.К. ....	159
Степанишин К.А. ....	76	Фам Тьонг ....	59
Степанов В.К. ....	323	Фармаковская А.А. ....	220
Султанов В.З. ....	241	Фесенко М.В. ....	329
Сутырин А.А. ....	139	Филенкова Е.В. ....	330
Суханов Н.В. ....	324	Филиппенков Р.Г. ....	230
Сухоруков В.Н. ....	340	Филиппов Г.С. ....	188, 399
Сыпало К.И. ....	5, 107	Филиппова Е.С. ....	400
Тагиев Б.Г. ....	267	Фрумкин Д.А. ....	376
Тан Хлаинг Мьинт ....	325	Халина А.С. ....	401
Тараканов В.П. ....	207	Халютин С.П. ....	246
Татарский Б.Г. ....	308	Хан Ю.О. ....	402
Твердохлебова Е.М. ....	79, 228	Харинова Ю.Ю. ....	131, 160
Тепляков О. ....	144	Харитонов А.М. ....	63, 161
Терентьев М.Н. ....	156	Харламов А.Н. ....	260
Титов Д.М. ....	156	Хартов С.А. ....	198, 210
Титов Ю.К. ....	230	Харченко А.П. ....	162
Титов Ю.П. ....	327	Хасанова Р.А. ....	332
Титов А.Г. ....	326	Хлопов Б.В. ....	329
Тихомиров А.А. ....	365	Хмельщиков М.В. ....	139
Тихомиров Б.М. ....	119	Холоимова А.С. ....	128
Тихонов А.И. ....	344, 355	Хомин Т.М. ....	79, 163
Ткач В.В. ....	117	Хорьков Н.В. ..	146, 148, 156, 157
Тлевцежев В.В. ....	141	Храбров А.Н. ....	26
		Храмов М.А. ....	60

Хромова И.В. ....	95	Шкоропато А.С. ....	213
Хрусталеv М.М. ....	401	Шкоропато М.С. ....	213
Царьков К.А. ....	164	Шмачилин П.А. ....	280, 334
Цветков А.В. ....	165	Шостак А.А. ....	227
Цуркаль А.А. ....	231	Шохов Г.В. ....	171
Цыганов О.В. ....	61	Шувалов В.А. ....	63
Чайка Р.В. ....	166	Шуль Г.С. ....	12
Чалавиев Г. -Э.Д. ....	367	Щербанов А.С. ....	369
Чалых Н.С. ....	184	Щетинин Ю.А. ....	124, 172
Чеглаков Д.И. ....	333	Юдаева А.В. ....	370
Чемоданов В.Б. ....	396	Юдакова А.М. ....	184
Черкасова М.В. ....	178, 232	Юдин В.Н. ....	257
Чернобровов А.И. ....	403	Юрченко И.И. ....	108, 173
Черный И.А. ....	198	Якищик А.А. ....	110
Чернышев И.Е. ....	167	Яковишина Д.Д. ....	335
Чернышов А.Н. ....	153, 168	Яковлев А.А. ....	188
Чинючин Ю.М. ....	19	Яковлев А.В. ....	99
Чопорова Ж.В. ....	149, 150, 152	Яковлев Е.В. ....	336
Чуйков Е.С. ....	62	Яковлев И.А. ....	235
Шалаев Д.И. ....	23	Яковлевский О.В. ....	32
Шаламов Е.А. ....	234	Якупов А.Ю. ....	337
Шангин И.А. ....	169	Янакова Е.С. ....	338
Шевгунов Т.Я. ....	263, 318	Яременко А.В. ....	64
Шевцов Д.А. ....	251	Ярмолюк В.Н. ....	5
Шевченко А.М. ....	63	Ярославская О.К. ....	65
Шемяков А.О. ....	334	Ярыгина М.В. ....	66
Шилов Л.Б. ....	170	Ясенцев Д.А. ....	308
Широков И.Н. ....	235	Ященко Б.Ю. ....	399

**Информационно-научная поддержка Международной конференции  
«Авиация и космонавтика»2012**

Международный российско-американский научный журнал  
**«Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем:  
процессы, модели, эксперимент»**  
ISSN 1727-6853

Полные доклады, представленные во время работы Конгресса, могут быть опубликованы в этом журнале по рекомендации Международного Организационно-Программного Комитета Конференции. Статьи публикуются одновременно на двух языках: русском и английском.

Для контактов: Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru Людмила  
Константиновна Кузьмина

URL: [http://www.kcn.ru/tat\\_en/science/ans/journals/rasj.html](http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html)

**Information-scientific support of International Conference  
“Aviation and Astronautics”2012**

International Russian-American Scientific Journal

**“Actual Problems of aviation and aerospace systems:  
processes, models, experiment”**

ISSN 1727-6853

The papers, presented at Congress, may be published in this Journal on recommendation of International Organizing-Program Committee of Conference. The publication – in Russian and English languages simultaneously.

For contacts: Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru Lyudmila  
Konstantinovna Kuzmina

URL: [http://www.kcn.ru/tat\\_en/science/ans/journals/rasj.html](http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html)

**11-я Международная конференция  
«Авиация и космонавтика – 2012»  
Тезисы докладов**

Председатель Оргкомитета  
*Шевцов Вячеслав Алексеевич*  
Ученый секретарь  
*Байрамова Татьяна Шамилевна*

Оформление обложки:  
*И.Я. Волкова*

Верстка:  
*М.И. Бартенев*

Подписано в печать 01.11.12  
Формат 148х210 мм  
Бумага офсетная. Усл.-изд. л. 17,4  
Тираж 500 экз. Заказ №12002

Отпечатано  
ООО «Принт-салон», Санкт-Петербург,  
Социалистическая ул., д. 14Б, тел.: (812) 313-5606