XLIV Международная молодёжная научная конференция

XLIV Gagarin Science Conference

«Гагаринские чтения – 2018»

Сборник тезисов докладов

Том 1

Москва
2018 г.

УДК 629.7.01

ББК 39.53
Г12

Г12 Гагаринские чтения – 2018: XLIV Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов: М.; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2018.

Мероприятие проводится при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект №18-08-20031

Том 1: М.: Моск. авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2018. 393 с.

В сборник включены тезисы докладов, представленные в организационный комитет конференции в электронном виде в установленные сроки и отвечающие требованиям. Все доклады напечатаны в редакции авторов.

The conference book includes asbstracts which were sent to organizing committee in electronic form.
All absrtacts are printed in the authors' version

ISBN 978-5-90363-170-4
978-5-90363-174-2

УДК 629.7.01
ББК 39.53

©Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2018

Moscow Aviation Institute (National Research University), 2018

Участникам и гостям XLIV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения»

Дорогие друзья!

Мы рады приветствовать вас в числе участников XLIV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения».

География участников конференции и их число растут год от года. «Гагаринские чтения» – отличная стартовая площадка для начала пути к новым научным открытиям и инженерным проектам, зарекомендовавшая себя за годы своей работы. Ежегодно, начиная с 1974 года, собираются молодые учёные со всей страны и зарубежья и обсуждают актуальные задачи, стоящие перед высокотехнологичными отраслями промышленности.

В МАИ высоко ценятся талант и увлечённость, стремление добиваться успеха и развиваться в науке и исследованиях. Мы искренне надеемся, что гостеприимная площадка МАИ станет для вас символическим разгонным блоком в мир большой науки и великих открытий.

Желаю вам и вашим научным руководителям, которые помогают вам строить свой путь в будущее, настойчивости, терпения, интересных задач, удачных творческих решений и больших успехов.

Проректор МАИ по научной работе *Ю. А. Равикович*

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» — колыбель российской науки, крупнейший в мире центр авиационной науки, которому 1 декабря 2018 года исполняется 100 лет.

Впервые в мировой практике институт объединил фундаментальный научный поиск, прикладные исследования, конструкторские разработки, производство и испытания опытных летательных аппаратов. В ЦАГИ разрабатываются концепции перспективных летательных аппаратов, новые аэродинамические компоновки самолетов и вертолетов, конструктивно-силовые схемы, критерии оценки устойчивости и управляемости летательных аппаратов, стандарты в области прочности, теория флаттера, проводятся фундаментальные и прикладные теоретические и экспериментальные исследования в области авиационной, ракетной и космической техники.

Гордостью института являются комплекс аэродинамических труб и газодинамических установок, уникальные лаборатории статической и динамической прочности, теплопрочностные и акустические камеры, гидродинамические испытательные установки, двигательные и компрессорные стенды, воздушно-энергетические комплексы, а также пилотажные стенды.

Результаты фундаментальных исследований легли в основу определения облика магистральных самолетов нового поколения, представителем которого является МС-21. ЦАГИ с самого старта программы вносил свой вклад в проектирование перспективного лайнера. В рамках программы ученые института реализовали масштабный комплекс исследований и предложили ряд инновационных решений.

(http://www.tsagi.ru/pressroom/news/3098/?sphrase_id=27271)

В настоящее время в ЦАГИ принимает активное участие в научно-исследовательских и опытно-конструкторских работах в смежных отраслях промышленности. В частности, институт выполняет комплексные модельные и натурные испытания по отработке оптимальных форм автомобилей всех типов, железнодорожных составов, поездов метрополитена и аппаратов на воздушной подушке. Исследуются ветровые нагрузки на высотные здания, мосты, крупногабаритные оболочки, ведется поиск экологически оптимальных вариантов застройки городских микрорайонов. Для нефтегазового комплекса страны в ЦАГИ разработаны методики определения остаточного ресурса магистральных трубопроводов и оценки усталости и живучести сварных соединений газопроводов.

Примером внедрения результатов работы ЦАГИ являются монумент Победы на Поклонной горе в Москве, мосты через реки Белая, Обь и Москва.

Многолетняя активная научно-исследовательская деятельность института стала основой для многочисленных достижений и уникальных открытий мирового уровня. (http://www.tsagi.ru)

АО «Объединенная
двигателестроительная корпорация»
Россия, 105118, г. Москва, проспект Буденного, д.16
www.uecrus.com e-mail: info@uecrus.com

ОДК

ВЕРТОЛЕТЫ РОССИИ | МОСКОВСКИЙ ВЕРТОЛЕТНЫЙ ЗАВОД ИМ. М.Л. МИЛЯ

Оглавление

Направление №1 Авиационные системы 8

Секция №1.1 Аэродинамика....8

Секция №1.2 Динамика и управление полётом ЛА 15

Секция №1.3 Проектирование, конструирование и технология производства ЛА 29

Секция №1.4 Математическое моделирование....88

Секция №1.5 Управление жизненным циклом продукции....103

Направление №2 Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки 117

Секция №2.1 Авиационные двигатели 117

Секция №2.2 Энергетические системы и их применение....148

Секция №2.3 Ракетные двигатели....161

Секция №2.4 Электроракетные двигатели 181

Направление №4 Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем 190

Секция №4.1 Проектирование радиотехнических устройств....190

Секция №4.2 Радиотехнические системы 228

Секция №4.3 Наукоёмкие технологии производства аэрокосмического приборостроения и радиоэлектроники....249

Направление №6 Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение 296

Секция №6.1 Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение 296

Direction №11 International session (in English)....339

Направление №12 Филиал «Восход» (г. Байконур) 353

Направление №13 Филиал «Взлёт» (г. Ахтубинск)....371

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ (Alphabetical Index) 384

Направление №1 Авиационные системы

Секция №1.1 Аэродинамика

Численное исследование аэродинамических характеристик тел вращения с носовыми надстройками

Власов О.Ю.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Семенчиков Н.В.
МАИ, Москва
olegvlasov@yandex.ru

Для управления аэродинамическими характеристиками тел вращения в ряде случаев используются различные способы и устройства, изменяющие структуру течения и параметры потока в окрестности тела. В настоящее время широкое распространение получили носовые надстройки, с помощью которых можно управлять аэродинамическими характеристиками тел вращения. Как правило, применяется два типа таких надстроек: выдвигаемые в поток щитки, а также развязанная относительно тела вращения крыльчатка с двумя или четырьмя развернутыми на определенный угол консолями.

Целью данного исследования было изучение влияния установленной на носовой части тела крыльчатки на аэродинамические характеристики тела вращения с таким устройством. Тело вращения имело удлинение $\lambda=5.65$ и состояло из оживальной носовой части со сферическим затуплением малого радиуса, сочлененной с цилиндрической и короткой суживающейся кормовой частями. Крыльчатка имела четыре трапециевидные консоли, развернутые на 4° относительно продольной оси тела. Тело и крыльчатка могли вращаться относительно продольной оси тела, при этом их скорости могли быть различными.

Изучалось влияние изменения числа Маха, углов атаки тела вращения, скоростей вращения крыльчатки и тела на его аэродинамические характеристики.

Задача решалась численно. Для её решения использовались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, замкнутые моделью турбулентности k-ω SST, и метод конечных объемов. При моделировании обтекания вращающихся тела и крыльчатки использовался метод скользящих сеток. Реализация данного подхода была осуществлена с помощью программного комплекса ANSYS Fluent 14.5 (лицензия № 670351).

В результате численных исследований были выявлены особенности структур течения в окрестности тела, как без крыльчатки, так и с крыльчаткой, получены распределения давления и сил трения по поверхности тела, а также его суммарные аэродинамические характеристики. Расчеты выполнены при числах Маха набегающего потока $M=0.7...3.0$, углах атаки $|\alpha| \leq 4°$, числах Рейнольдса $Re = (0.12…1.1)\cdot 10^{7}$, подсчитанных по диаметру тела.

Верификация данного подхода проводилась путем сравнения результатов расчетов нормальной силы и момента тангажа тела без крыльчатки с доступными экспериментальными данными. Получено их удовлетворительное совпадение.

Найдено, что обтекание тела вращения с крыльчаткой носит сложный пространственный характер: развернутые консоли создают за собой по потоку вихревое течение, которое заметно влияет на обтекание тела вращения, сложным образом изменяя его аэродинамические характеристики.

Численное моделирование взаимного влияния роторов Савониуса при компактной установке

Глазков В.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Игнаткин Ю.М.
МАИ, Москва
gvs29@ya.ru

В работе представлены результаты численного моделирования обтекания группы роторов Савониуса набегающим потоком воздуха в программном пакете CFD - анализа Ansys Fluent. Исследуемая задача рассмотрена в двумерной постановке. Разработанная математическая модель основана на решении осредненных уравнений Навье-Стокса, замкнутых моделью турбулентности k-e Realizable. Был построен расчетный домен, разделенный на зоны и содержащий сетку комбинированного типа. Для каждой зоны были назначены граничные условия, а для зон, содержащих вращающиеся контура аэродинамических поверхностей роторов, было применено условие скольжения сеток. В разработанной математической модели применен решатель для шести степеней свободы (6DOF), управляемый макросом (UDF), что позволило смоделировать переходные процессы, возникающие от момента старта и до выхода роторов на установившийся режим, а также получить дополнительные сведения о величине и направлении внутренних сил, возникающих на этих режимах. Была проведена верификация математической модели при моделировании обтекания вращающегося цилиндра и профиля ветроколеса Савониуса и получено удовлетворительное совпадение с экспериментальными данными. Смоделирована задача обтекания плоских вращающихся пластинок, установленных друг за другом по направлению набегающего потока и получены зависимости изменения мгновенных значений аэродинамических коэффициентов от углового положения пластинок, а также выявлено влияние передней пластинки на заднюю. Так же в работе рассмотрена задача обтекания двух роторов Савониуса, расположенных друг за другом по потоку на расстоянии D, 2D и 4D, где D - диаметр ротора. Получены данные по взаимному влиянию роторов в зависимости от расстояния.

Экспериментальное исследование максимальных несущих свойств модели ракеты с Х-образным оперением

Зимина А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Фролов В.А.
СНИУ им. С. П.Королёва, Самара
zimina.anna2011@yandex.ru

Х-образное оперение является часто встречающейся аэродинамической схемой различных летательных аппаратов. В связи с этим в аэродинамических исследованиях немалое значение уделяется изучению воздействия потока на модель с Х-образным оперением. Особый интерес у исследователей вызывает наличие максимума на зависимости производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки от величины поперечного V консолей крыла [1, 2].

Экспериментальное исследование проведено на модели ракеты с четырьмя сменными консолями Х-образного оперения, угол между консолями которого равен соответственно 30, 45, 55 и 90 град. Различные установки модели на тензодержавке позволили получить 7 компоновок для исследования. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе дозвуковых скоростей Самарского университета [3]. Для измерения сил и моментов, действующих на модель ракеты, использовался тензометрический метод.

Результаты экспериментальных исследований измерения сил, действующих на модель ракеты с Х-образным оперением, показали, что максимальное значение производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки модели ракеты с Х-образным оперением

достигается при угле поперечного V равного 22,5 град. Данное значение угла поперечного V попадает в диапазон, указанный в книге К.П. Петрова [1]. Следует заметить, что экспериментальные данные [1] приведены для Х-образного оперения с трапециевидными консолями, а полученные результаты относятся к консолям прямоугольной формы.

Главным выводом проведённого исследования следует считать экспериментальное подтверждение наличия максимума на зависимости производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки от угла поперечного V для компоновки летательного аппарата с Х-образным оперением. Оптимальный угол поперечного V составляет приблизительно 22,5 град.

Список литературы

1. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. 272 с.

2. Фролов В.А. Расчёт несущих характеристик тел с Х-образным оперением //Вестник Российской академии космонавтики. Управление движением и навигация летат. аппаратов. Сб. тр. IX Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летат. аппаратов: Ч. 2 /Самар. филиал Российской Академии космонавтики. Самара, 1999. С. 265-268.

3. Комаров В.А., Тарасов В.В., Фролов В.А., Шахов В.Г.Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба //Общероссийский науч.-техн. журнал «Полёт». 2006. №10. С.34-40.

Обтекание плоского цилиндра при разных числах Рейнольдса и построение расчетных сеток

Иманова Л.С., Круглова Е.В.
Научный руководитель — доцент, Маркин Н.Н.
МАИ, Москва
lui.iman@yandex.ru

При обтекании цилиндра образуются различные виды течений в зависимости от числа Рейнольдса. В данном разделе был проведен расчет для двух характерных режимов течения, характеризующихся числами Re = 20 и Re ~ 5000. В результате решения задачи получены два типа течения: ламинарное замкнутое отрывное и турбулентное с вихрями, образующие дорожку Кармана.

Показано, что для получения результатов, совпадающих с экспериментом, достаточно использовать в первом случае ламинарную модель, а во втором – одну из турбулентных, хотя для подобного нестационарного решения следовало использовать метод присоединенных/отсоединенных вихрей.

Для получения корректных результатов необходимо построить качественную расчетную сетку. Для этого был использован процессор «ICEM». В нем построена неструктурированная треугольная сетка с пограничным слоем вокруг самого цилиндра. Расчетная сетка существенно сгущена вблизи поверхности цилиндра и в области дорожки Кармана.

Решение задачи проведено в предположении, что среда является несжимаемой и вязкой, массовые силы не учитываются.

В итоге получены две картины обтекания, также представлены расчеты и сравнение с экспериментом по определенным критериям. Цель работы – показать эффективность выбранной модели, которая, дополняя уравнения Навье-Стокса, даёт верные результаты

В ходе написания работы были поставлены следующие цели:

1) изучить различные виды расчетных сеток и приобрести навыки их построения, используя препроцессор «ICEM»

2) ознакомиться с возможностями программы «FLUENT» – пакет, предназначенный для решения задач гидроаэродинамики. Провести самостоятельно расчеты.

Численное иследование гиперзвукового обтекания острой кромки

Красавин Е.Э.
Научный руководитель — профессор, д.ф-м.н. Никитченко Ю.А.
МАИ, Москва
krasavin.ieghor@mail.ru

.

Одной из основных задач вычислительной гиперзвуковой аэродинамики является определение температуры разогрева поверхности. Особенно актуальна эта задача при обтекании острых кромок теплоотвод от которых сильно затруднен.

В ряде теоретических исследований при определении параметров на обтекаемой поверхности граница вычислительной области располагается в непосредственной близости от острой кромки. Поток в этой области считается невозмущенным. Достоверность таких расчетов вызывает большие сомнения.

Вычислительные методы и программные коды разработанные на кафедре «Аэродинамики» МАИ ,позволили формировать вычислительные области произвольного размера. Результаты исследования показали, что в окрестности острой кромки существует высоко градиентная область. В расчетах используется модель Навье-Стокса-Фурье (NSF). В окрестности острой кромки возникают сильные ассимиляции параметров газа (нормального напряжения).

Цель настоящей работы является оценка интервала чисел Маха, в котором решение системы NSF может быть приемлемо с практической точки зрения.

Проведены численные исследования обтекания тонкой пластины установленной под 0 углом атаки. Использовался програмный пакет разработанный на 105 кафедре МАИ. Кроме этого было аналитически показано что носик пластины является точкой разрыва производных газодинамических параметров, представляющих собой нечетные моменты функции распределения молекул по скоростям.

Вычислительный эксперимент показал, при $M_\infty<2$ модель NSF может применяться для расчета обтекания острой кромки с приемлимой для практических приложений точностью.

В работе приводются расчитанные поля течения в высоко градиентной области.

Отработка методики экспериментальных исследований влияния вихрегенераторов на отрыв потока с поверхности отсека крыла в аэродинамической трубе ПТ МАИ

Мартьянов Е.П., Аваев Н.В., Насыров Р.Ш.
Научный руководитель — Слитинская А.Ю.
МАИ, Жуковский
lablanka3@gmail.com

Отрыв потока от поверхности крыла оказывает, как известно, большое влияние на аэродинамические характеристики, снижая подъемную силу и увеличивая лобовое сопротивление, поэтому представляет собой явление нежелательное. Для увеличения критического угла атаки используют активные или пассивные методы. Одним из пассивных методов управления отрывом является применение вихрегенераторов (ВГ).

Вихрегенераторы представляют собой тонкие в плане вертикальные пластины, прикрепленные к поверхности крыла. Принцип воздействия ВГ на обтекание заключается в переносе кинетической энергии внешнего потока в отрывную область с помощью системы вихрей, которая возникает при обтекании самих ВГ, [1]. Следовательно, с одной стороны важным моментом являются характеристики созданной вихревой системы, которая зависит от типа и размеров ВГ, их взаиморасположения и ориентации относительно набегающего потока. С другой стороны оказывает огромное влияние местоположение ВГ относительно отрывной зоны. Большое количество работ посвящено поиску оптимального места их

установки и ориентации относительно потока для достижения максимального эффекта и анализу использования ВГ в зависимости от их типа. В зависимости от расположения ВГ будут создаваться различного направления вихри, [2].

В каждой работе либо на тестовой модели, либо на модели реального самолета выбирается один из видов ВГ, и варьируются его параметры. Таким образом определяются оптимальные характеристики, при которых достигается максимальный эффект от установки ВГ. Тем не менее, исследования в этом направлении не содержат систематических результатов, которые могли бы служить конкретным руководством для применения пассивных ВГ. Отчасти это обусловлено тем, что локальные изменения обтекания являются особенностью того или иного профиля или крыла. В то же время экспериментальные исследования проводятся при определенном числе Рейнольдса, которое влияет на изменение отрывной области и, следовательно, эффективность ВГ в условиях полета может отличаться от полученных значений в эксперименте.

В работе представлены результаты цикла испытаний для отработки доступных методов исследования установки ВГ на отсек крыла с профилем NACA0012 в широком диапазоне скоростей V=10-40 м/с в АДТ ПТ МАИ. Были получены зависимости распределения коэффициента давления в центральном сечении. Исследовались картины обтекания методом шелковинок различной длины и с помощью масляных точек. Показано, что сильное пространственное течение на верхней поверхности отсека крыла с ВГ на больших углах атаки не позволяют проводить корректные исследования эффективности ВГ в АДТ ПТ МАИ, имеющей малую ширину рабочей части и неравномерное поле потока по размаху.

Литература

1. Pauley W.R., Eaton J.K. Experimental study of the Development of longitudinal vortex pairs embedded in a turbulent boundary layer // AIAA journal VOL 26, NO. 7, 1988

2. Godard G., Stanislas M.: Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generator, Aerospace Science and Technology 10, 2006

Экспериментальные исследования влияния вихрегенароторов на отрыв с поверхности крыла конечного размаха в аэродинамической трубе Т-1 МАИ

Скворцов М.С., Логинов Р.А.
Научный руководитель — Слитинская А.Ю.
МАИ, Москва
misham-200@yandex.ru

В процессе проектирования самолета основное внимание уделяется требованиям крейсерского полета. В то же время, к примеру, для самолетов легкой авиации при движении на малых скоростях для увеличения безопасности полета желательно, чтобы значение критического угла атаки было как можно больше. В этих целях, к примеру, в Америке широко стали применять установку ВГ на верхнюю поверхность крыла. А для пассажирских самолетов в целях увеличения экономичности переходят к упрощению взлетно-посадочной механизации. Закрылок при этом отклоняется практически без выдвижения, но для сохранения аэродинамических характеристик требуется увеличение его угла отклонения. Хорошо известно, что эффективность будет сохраняться до тех пор, пока на закрылке не возникнет отрывная область. Такой отрыв потока даже с простого прямоугольного крыла имеет трехмерную картину обтекания и достаточно чувствителен к внешнему воздействию, [1]. Одним из пассивных методов управления отрывом потока с поверхности крыла является использование вихрегенераторов, [2, 3]. Очевидно, что эффект от применения ВГ будет существенно зависеть от соотношения интенсивностей вихрей ВГ и характера отрыва потока в отрывной области. В то же время при наличии интенсивного отрыва потока эффект применения пассивных ВГ может уменьшиться или не проявиться совсем, [4]. Немаловажным является исследование влияния числа Рейнольдса, так как отрыв с поверхности крыла и воздействие на него вихря созданного ВГ чувствительно к нему, [5].

Данная работа является продолжением экспериментальных исследований по влиянию вихрегенераторов на отрыв потока с отсека крыла. [6 ,7, 8], но выполненных на крыле конечного размаха в АДТ Т-1 МАИ. Полученные результаты показали, что проводить исследования работы ВГ на модели отсека крыла не корректно. В результате полученных исследований получены спектры обтекания и аэродинамические характеристики, демонстрирующие эффективность ВГ на крыле конечного размаха. Исследовано влияние числа Рейнольдса на работу различного типа ВГ на несущей поверхности.

Литература

1. Занин Б.Ю., Козлов В.В. Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: Учеб. пособие / Новосиб. гос. ун-т. Новосибирск. 2011, 116 с;
2. J. Konig, H. Hansen, E. Coustols, W. Dobrzyinski. New technologies in low speed aerodynamics wind tunnel and flight test demonstrated in AWIATOR. // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS 2004. Jyvaskyla, 24—28 July 2004;
3. L.L.M. Veldhuis, M. van der Steen. Flow separation control by off surface elements. // 28th AIAA 2010-4684 Applied Aerodynamics Conference 28 June – 1 July 2010, Chicago, Illinois;
4. N. N. Bragin, D. I. Ryabov, S. I. Skomorokhov, and A. Yu. Slitinskaya. Study of vortex generator influence on the flow in the wake of high-lift system wing // AIP Conference Proceedings 1770, 030032 (2016);
5. Карякин О.М., Сахарова А.И., Слитинская А.Ю., Черный К.И. Исследование пассивных вихрегенераторов на прямом и стреловидном крыльях // тезисы 16 школы-семинара Модели и методы Аэродинамики, июнь 2017, Евпатория;
6. Мартьянов Е.П. Разхработка методологии экспериментальных исследований отсека крыла с вихрегенераторами в аэродинамической трубе ПТ МАИ // Выпускная квалификационная работа бакалавра, МАИ направление 24.03.03, 2017
7. Аваев Н.В. Исследование особенностей обтекания отсека крыла с помощью различных методов визуализации // Выпускная квалификационная работа бакалавра, МАИ направление 24.03.03, 2017;
8. Насыров Р.Ш. Аэродинамические характеристики отсека крыла с вихрегенераторами по результатам испытаний в АДТ ПТ МАИ// Выпускная квалификационная работа бакалавра, МАИ направление 24.03.03, 2017.

Численное моделирование обтекания крыльев типа биплан

Шахов М.С.

Научный руководитель — к.т.н. Батраков А.С.

КНИТУ-КАИ, Казань

santa-mike@mail.ru

Бипланом называется летательный аппарат с двумя крыльями, которые расположены друг над другом. Бипланы были очень популярны на заре авиастроение, так как имели ряд преимуществ перед монопланом: большая площадь крыла создавала большую подъёмную силу при малой мощности двигателя. Самолёты с этой схемой могли летать на более низких скоростях, что уменьшало скорость взлёта и посадки, и следовательно, требование к длине ВПП. Но также были и существенные недостатки: два крыла создавали слишком высокое лобовое сопротивление, а при больших углах атаки одно крыло затеняло другое, и терялась подъёмная сила. Бипланы господствовали в воздухе вплоть до середины 30х годов прошлого столетия, пока не исчерпали свой потенциал. После выпуска самолёта Ан-2 бипланную схему больше никто всерьёз не рассматривал.

В настоящее время технологии шагнули далеко вперёд и некоторые проблемы бипланов можно решить. К примеру, на базе самолёта Ан-2 был создан самолёт ТВС-2ТДС, который по всем показателям его превосходит (выше крейсерская скорость, выше грузоподъёмность, меньше расход топлива и т.д.). Всё это было достигнуто благодаря современным технологиям, в том числе новым методам исследования – численное моделирование (CFD –

Computational fluid dynamics) на базе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. В России стоит острая необходимость самолётов с коротким пробегом и разбегом для полётов на неподготовленные аэродромы для районов Крайнего Севера, Сибири и Дальнего Востока, где почти никак не развита дорожная инфраструктура. Самолёты с бипланной схемой очень хорошо подходят для этих целей.

Эффективность схемы биплан зависит от многих параметров, таких как тип аэродинамического профиля, формы крыла в плане (удлинение, сужение, стреловидность), дистанции между крыльями. Один из важных параметров, характерных для схемы биплан является расстояние между крыльями, так как этот параметр определяет характер интерференции между крыльями. В своей статье [1] автор подбирает наиболее выгодное вертикальное расстояние между крыльями. Он приходит к выводу, что оптимальное вертикальное расстояние между крыльями по отношению к хорде составляет 1,05-1,6 для данного профиля. Стоит отметить, что выполненные в работе [1] 2D расчёты являются не точными, так как погрешность составляет более 20%. Одной из задач настоящей работы является уточнение результатов, полученных в работе [1]. В качестве объекта исследования рассматривается не только симметричный профиль NACA 0012, как это выполнено в работе [1], но и самолетный профиль Clark-YH, который используется на самолёте Як-52.

Численное моделирование выполняется в программном комплексе ANSYS FLUENT в двумерной и трехмерной постановках задачи.

[1] Салманов Э.Г. Исследование подъёмной силы двойного крыла бесконечного размаха с профилем NACA-0012 в зависимости от хорды и вертикального интервала в пакете ANSYS CFX // Современные научные исследования. 2016. Вып. 8(64). С. 126-133

Секция №1.2 Динамика и управление полётом ЛА

Исследование возможности применения БПЛА для определения характеристик поля ветра в приземном слое атмосферы и связанных с ним опасных явлений

Бех П.Д.
Научный руководитель — профессор, к.г.н Белоусова Л.Ю.
СПБГУГА, Санкт-Петербург
pavelbekh@yandex.ru

При выполнении полетов, ветер оказывает существенное влияние на воздушное судно и его летно-технические характеристики. Особенно это влияние важно при выполнении взлетов и посадок, а также при полете на малой высоте.

Кроме того, в зависимости от характера изменения ветра с высотой формируется такое опасное явление, как сдвиг ветра. При выполнении взлета и посадки, изменение скорости и направления ветра приводит к изменению скоростного напора, в результате чего изменяется подъемная сила, уравновешивающая вес самолета. Резкое и сильное изменение характеристик ветра может привести к выходу ВС на закритические углы атаки и сваливанию, что на малой высоте приведет к столкновению с землей.

Для получения информации о сдвиге ветра необходимо измерение его скорости и направления на разных высотах и в разных точках пространства аэродрома. В настоящий момент датчики устанавливаются на основном пункте наблюдения, а дополнительные могут устанавливаться на ближайших строениях, что не всегда гарантирует репрезентативность измеренных данных для зоны взлета и захода на посадку.

Средства обнаружения сдвига ветра и предупреждения экипажей о его опасности, установленные на ограниченном количестве типов воздушных судов, не позволяют получить объективную картину пространственно-временной изменчивости его характеристик в районе аэродрома. Поэтому проблема измерения характеристик ветра по высотам и обнаружения сдвига ветра на сегодняшний день остается актуальной.

В настоящей работе исследуются возможности использования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) для измерения характеристик ветра по высотам с целью обнаружения вертикальных и горизонтальных сдвигов ветра.

В рамках исследования рассматриваются мультироторные БПЛА, которые представляют собой четырех-, шести-, восьми-лучевые конструкции, обеспечиваемые тягой соответственного числа электромоторов. Запуск и измерение осуществляются с наземной станции путем передачи команд управления на бортовой контроллер, который оснащен трех-осевым гироскопом, акселерометрами, приемником GPS, магнитометром и высокоточным барометром, и это позволяет выполнять полеты, как в ручном, так и в полностью автоматическом режиме.

Для проведения измерений, пилот-оператор вводит в наземный компьютер координаты точек измерения и заданные высоты. Запуск и взлет производятся в автоматическом режиме после активации программы полета. БПЛА следует по запрограммированному маршруту, при достижении точек измерения, автоматически включается режим стабилизации высоты полета на заданное время, для определения смещения БПЛА под воздействием ветра. Аналогично полет проходит по дальнейшему маршруту, и производится автоматическая посадка в точке запуска.

Применяя режимы полета со стабилизацией заданной высоты и горизонтального пространственного положения, появляется возможность исследования параметров движения БПЛА под воздействием ветра, путем счисления координат GPS, а также данных с акселерометров, передаваемых по каналам телеметрии на компьютер.

Для оценки измеренных параметров необходима разработка специализированного программного обеспечения, позволяющего получить численные значения скорости и

направления ветра в заданных точках на разных высотах, а также представить их в графическом формате по отношению к траектории взлета и захода на посадку.

Преимуществами данного решения являются: несложная конструкция, открытый исходный код и ПО, а так же возможность автоматизации процесса.

Следует отметить, что для реализации данных мероприятий в воздушном пространстве аэродрома требуется юридическое согласование, а также техническое обслуживание БПЛА квалифицированным персоналом, с целью поддержания должного уровня надежности и безопасности эксплуатации.

Литература

1) Баранов А. М., Лещенко Г. П., Белоусова Л. Ю. Авиационная метеорология и метеорологическое обеспечение полетов: Учеб. Для вузов. – М.: Транспорт, 1993. – 287 с.

2) Богаткин, О. Г. Авиационная метеорология: Учебник. – СПб.: Изд. РГГМУ, 2005. – 328 с.

3) Руководство по сдвигу ветра на малых высотах: ICAO DOC9817: Утв. Ген. Секретарем и опубликовано с его санкции: Международная организация гражданской авиации, 2005. – 258 с.

4) Полетный контроллер ArduPilot Mega (APM) 2.6 // Интернет-портал ArduPilot Mega. – Режим доступа: http://ardupilot-mega.ru/. – Заглавие с экрана.

Исследование полёта при отказе двигателя

Бикинеева А.П., Гришина А.Ю., Воронка Т.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Маркин Н.Н.
МАИ, Москва
nancydrew201098@gmail.com

Совершенствование двигателей позволило создать дальнемагистральные самолеты с двумя двигателями. При эксплуатации таких самолетов отказ двигателя создает потенциальные проблемы, которые должны быть тщательно изучены, прежде чем выполнять полет по новому маршруту. Отказ двигателя существенно влияет на высоту полета, что влияет на безопасность полета в гористой местности.

Для полета с отказавшим двигателем требуется большая тяга, чем та, которую обеспечивает работающий двигатель в режиме максимальной тяги. Единственное решение в этом случае - снизиться до более подходящей высоты полета. На выбранной высоте располагаемая тяга должна сравняться с потребной, тем самым позволяя воздушному судну выполнять горизонтальный полет. Условия для снижения не всегда одинаковы, поскольку иногда воздушным судам предстоит полет над горными районами. В таких случаях необходимо изучить маршрут, чтобы оценить возможность безопасного полета над рельефом местности.

В качестве внештатной ситуации рассматривается отказ двигателя и полет по программе ETOPS. ETOPS –аббревиатура слов Extended-Range Twin-Engine Operation. Выполнение программы ETOPS представляет собой любой полет самолета с двумя газотурбинными двигателями при одной неработающей силовой установки в течение времени, превышающего 1 час. Возможность реализации такого полета соответствует правилам эксплуатации двухдвигательных самолетов.

Существенным недостатком двухдвигательных самолетов являются последствия при отказе двигателя. Правила полета при отказе двигателя определяют предельные временные рамки. Эти рамки ограничивают время, за которое данный самолет может долететь до ближайшего пригодного аэродрома с одним выключенным двигателем при полной нагрузке на соответствующей высоте.

Полет самолета в случае отказа и отключения двигателя выполняется со средней скоростью 400 миль/час (640 км/час). Обязательным условием полета по критическому топливному сценарию является немедленное снижение и продолжительный полет на высоте 10000 футов (3048 м). Если на самолете имеется достаточный запас кислорода, не

произошло разгерметизации и отказа системы жизнеобеспечения, полет может выполняться на высоте эксплуатационного потолка. Исследуется влияние отказа двигателя на основные летно-технические характеристики самолета и диаграмму транспортных возможностей.

Об освещённости заполярных районов России группировками спутников во время полярной ночи отраженным солнечным светом

Богер А.А.
Научный руководитель — д.т.н. Тимаков С.Н.
МФТИ, Москва
bogerandr@mail.ru

В период полярной ночи в городах, находящихся севернее полярного круга, Солнце не выходит из-за горизонта в течение суток. Для освещения таких населенных пунктов, находящихся за полярным кругом, предлагается разместить на орбите Земли спутники, базирующиеся на солнечно-синхронных орбитах (ССО), близких к терминатору и оснащенные отражателями большой площади. Отражатель каждого спутника-осветителя (СО) представляет собой вращающийся мембранный диск радиусом 50 м с центральной жесткой вставкой радиусом 5м, выполненной в виде вантовой конструкции. Жесткая вставка служит для передачи момента импульса от аппарата к мембранному диску. Материал мембраны – алюминизированная полиамидная пленка толщиной 10 мкм с коэффициентом отражения 89%. Управление положением зеркального отражающего диска осуществляется с помощью угловых маневров каждого аппарата группировки с целью направления отраженного суммарного светового потока в заданный район поверхности Земли (аналогично легендарным зеркалам Архимеда). Каждый СО представляет собой аппарат с двойным вращением со скрытым кинетическим моментом (вращение мембранного диска компенсируется вращением в противоположном направлении силового гироскопа в подвесе Гука). Угловые маневры осуществляются с использованием скрытого кинетического момента.

Чтобы обеспечить непрерывность освещения, а так же для поддержания уровня освещенности в соответствии с нормативными требованиями освещенности от городских уличных фонарей, предлагается использовать группировки из нескольких десятков спутников-осветителей (СО), расположенных на опорной орбите на равных угловых расстояниях между каждой группировкой. Размещая группировки на ССО так, чтобы долгота восходящего узла совпадала с линией пересечения плоскости экватора плоскостью терминатора, можно добиться, чтобы спутники находились вне тени Земли. Для удержания формаций на опорной орбите требуется вводить управление, так как за время освещения (время нахождения над горизонтом освещаемой точки) световое давление на зеркала такой площади существенно меняет параметры орбиты каждого СО.

Предлагается в качестве парирующей эти возмущения силы использовать ту же силу светового давления. На части траектории, где осуществляется режим коррекции орбиты (когда спутник находится под линией горизонта), необходимо поворачивать отражатель так, что бы компенсировать возмущение, полученное на части витка, где осуществляется режим освещения (когда спутник находится над линией горизонта освещаемой точки).

Разработка алгоритма поворота нормали зеркала в этих двух режимах и составляет предмет исследования данной работы.

В режиме коррекции суть алгоритма управления сводится к минимизации соответствующего функционала [1].

Разработка алгоритма в режиме освещения базируется на следующих входных данных первичной информации:

1. Переменные расчитанные автономным алгоритмом формирования целеуказания.
2. Расчеты суммарной освещенности группировок, находящихся над линией горизонта освещаемой цели.

3. Расчеты искажений и размывания суммарного отраженного светового потока, обусловленного деформациями вращающегося мембранного диска.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ по проектам №17 08-01635 и № 18-08-01379. Проведенные исследования базируются на полученных ранее результатах исследований по проектам РФФИ № 09-01-13513, 12-08-00254 и 15-08-01795, а также на работах М.А. Егорова, В.А. Егорова и В.В. Сазонова [1,2].

Список литературы

1. Егоров М.А., Егоров В.А., Сазонов В.В. Управление элементами орбиты спутника-осветителя / Препринт № 51 РАН ИПМ им. М.В. Келдыша, Москва 1993г.

2. Егоров М.А., Егоров В.А., Сазонов В.В. Управление элементами орбиты спутника-осветителя // Космические исследования. 1995. Том 33. № 2. С.220-224.

3. Задачи управления движением космического аппарата с вращающимся солнечным парусом: монография / К.А. Богданов, А.В. Зыков, В.П. Легостаев, А.В. Субботин, А.В. Сумароков, С.Н. Тимаков; под ред. д.т.н. С.Н. Тимакова. – Королев: РКК Энергия, 2016. – 116 с.

4. Задачи управления движением космического аппарата с вращающимся солнечным парусом: монография / БогдановК.А.[и др.]; под ред. дтн Тимакова С.Н.. – Королев: РКК Энергия, 2016. – 116 с.

5. Сумароков А.В., Тимаков С.Н, Богданов К.А. О решении задачи наведения спутника осветителя на заданный район поверхности Земли и оценка освещенности // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана Сер. Приборостроение. 2017. №6. С. 115-00. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-6-115-00

Исследование влияния запасов устойчивости на характеристики замкнутой системы управления

Волк К.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Маркин Н.Н.
МАИ, Москва; Минск, Беларусь
krystina.volk@yandex.ru

Рассматривается синтез корректирующих звеньев низких и средних частот в прямой цепи для системы с единичной отрицательной обратной связью. Неизменяемая часть системы представляет собой последовательное соединение двух колебательных звеньев. Данная схема приближенно описывает синтез систем управления продольной либо боковой перегрузкой летательного аппарата без учета передаточных функций измерительных устройств. При решении задачи принимается допущение, что собственная частота привода более чем на порядок превышает частоту короткопериодического движения летательного аппарата.

Параметры фильтров низких и средних частот выбираются в целях создания минимально фазовой системы управления с единичной отрицательной обратной связью со статическими либо астатическими свойствами.

Для решения задачи используются асимптотические логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики неизменяемой части системы управления. По желаемой асимптотической характеристике неизменяемой части системы выбирается амплитудная частотная асимптотическая характеристика корректирующего звена в прямой цепи.

Исследуется влияние диапазона частот коррекции фильтром низких либо средних частот на следующие характеристики синтезированной системы:

- полосу пропускания,
- запасы устойчивости по амплитуде и по фазе,
- времена срабатывания, время регулирования и относительное перерегулирование,
- частоты и коэффициенты относительного демпфирования форм движения.

Полученные результаты позволяют определить компромиссное решение выбора параметров фильтра при анализе замкнутой системы по выбранным критериям качества управления.

Список литературы: Ситуационный анализ управления воздушным судном. Сборник трудов XVIII международного научно-технического семинара “Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации ”, М.:, МИРЭА, 2009 г.

Расход топлива и дальность полёта

Воронин А.П.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Маркин Н.Н.
МАИ, Москва
anvmai@yandex.ru

Чтобы оптимально рассчитать запас топлива, нужно знать, на что оно расходуется: запуск и прогрев двигателя, расстояние, которое самолет должен пройти с места стоянки до старта, продолжительность ожидания разрешения на вылет, полет по кругу при взлете и перед посадкой, набор высоты и снижение. Также учитывается, вследствие конструктивных особенностей топливной системы самолета, невырабатываемый остаток топлива и гарантийный запас топлива, обеспечивающий безопасность полета. Но основное количество топлива при полете на дальние дистанции расходуется на горизонтальный полет самолета. Для расчета расхода топлива важно знать удельный расход, который определяется расходом массы топлива, затрачиваемой двигателем для создания единицы тяги в единицу времени при постоянном числе оборотов. При расчете полета пользуются такими понятиями как часовой расход топлива и километровый расход топлива. Часовым расходом топлива называется расход топлива за час полета, километровым расходом топлива называется расход топлива на километр пути.

Расход топлива является важным показателем, который нужно учитывать при расчете дальности полета. Стоит учитывать, что в стандартной атмосфере температура воздуха снижается с ростом высоты до 11 километров. На высотах 11 километров и выше вследствие тропопаузы температура остается постоянной, а атмосферное давление и плотность воздуха продолжают уменьшаться. Этот фактор имеет большое влияние для удельного расхода топлива: на высотах более 11 километров это приводит к замедлению темпа снижения удельного расхода, а затем к его росту. Часовой и километровый расходы также сначала снижаются, причем километровый расход уменьшается более интенсивно, чем часовой, а затем увеличиваются.

Расход топлива является важным показателем, который нужно учитывать при расчете дальности полета. Но также необходимо принимать во внимание и ряд других факторов. На дальность полета может оказать существенное влияние ветер и его направление, полетная масса, изменение температуры окружающего воздуха. Так, при попутном ветре, дальность полета может значительно увеличиться, а при встречном уменьшиться. Увеличение полетной массы приводит к увеличению потребной тяги двигателей и, следовательно, к увеличению часового и километрового расходов. Также необходимо принимать во внимание снижение полетной массы в результате расхода топлива, и тем самым, уменьшение часового и километрового расходов топлива. Уменьшение массы при расходе топлива также влияет на оптимальную высоту, при которой достигается максимальная дальность полета. По мере уменьшения полетной массы оптимальная высота увеличивается и для ее достижения следует выполнять полет по траектории с набором высоты. Увеличение температуры воздуха приводит к уменьшению располагаемой тяги двигателя и увеличению часового расхода, но при этом не влияет на километровый расход и дальность полета.

При планировании полета следует учитывать различные факторы, влияющие на расход топлива. По результатам таких расчетов определяется оптимальный запас топлива, который должен иметь самолет. Правильный расчет оптимального запаса топлива имеет большую экономическую важность для авиакомпаний.

Список литературы:
1. Ефремов А.В, Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полета. Машиностроение-Полет, 2017.
2. Бочкарев А.Ф., Андреевский В.В., Белоконов В.М. и др. Аэромеханика самолета. Машиностроение, 1985.

Исследование различных типов рычагов управления путём математического моделирования

Ефремов Е.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Ефремов А.В.
МАИ, Москва
EugEfremov@gmail.com

В работе представлены результаты исследований двух типов рычагов управления, полученные путем математического моделирования. Первый тип предполагает передачу управляющего сигнала пропорционально его перемещению, второй – пропорционально прикладываемому к нему усилию.

В ходе работы была уточнена математическая модель управляющих действий летчика, которая учитывает образование им двух обратных связей по усилию, прикладываемому к ручке, и по ее перемещению. Математическое моделирование осуществлялось путем оптимизации параметров данной модели летчика из условия минимизации функционала, который включает в себя компоненты дисперсий сигналов ошибки и перемещения рычага.

Данные исследования показали, что при использовании второго варианта рычага, предполагающим управление пропорционально усилиям, происходит уменьшение фазового запаздывания, вводимого летчиком и, как следствие, увеличение точности пилотирования.

Кроме того, было выполнено исследование влияния одной из характеристик рычага управления (жесткости пружины) на точность пилотирования. Показано, что дисперсия ошибки слежения в зависимости от жесткости имеет минимум. Данные результаты математического моделирования получили подтверждение в экспериментальных исследованиях на пилотажном стенде.

Расчёт беспилотного летательного аппарата вертикального взёета и посадки самолётной схемы

Золотарев А.Ю.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Брусов В.С.
МАИ, Москва
lyoha996@mail.ru

В данной работе производилось моделирование переходного процесса взлета и перехода в горизонтальный полет беспилотного летательного аппарата. Результатом является траектория взлета - график H(L), а также значения нормальной и тангенсальной перегрузок, скорости, высоты и потребного отклонения рулей высоты. Прототипом является БЛА ВВП ДТ-1.

Целью данной работы являлось получение траектории вертикального взлета беспилотного летательного аппарата (БЛА), а также расчет его динамических и аэродинамических характеристик в связи с его уникальностью.

Прототипом является БЛА ВВП ДТ-1. БЛА выполнен по схеме "утка", имеет размах крыла три метра, два электрических двигателя, заряда которых хватит минимум на 30 минут полета, дальность полета получается равной 90км.

В данной работе производилось моделирование переходного процесса взлета и перехода в горизонтальный полет беспилотного летательного аппарата. Результатом является

траектория взлета - график H(L), а также значения нормальной и тангенсальной перегрузок, скорости, высоты и потребного отклонения рулей высоты.

В первой части представлен расчет основных параметров самолета, аэродинамической компоновки и выбор типа двигателя. Вторая часть включает в себя расчет летно-технических характеристик, характеристик маневренности и расчет траектории полета БЛА. Третья часть включает в себя составление уравнений движения БЛА на взлете, а также составление модели движения.

Считалось, что программный разворот по тангажу (в продольной плоскости) после вертикального старта БЛА выполняется без крена и скольжения, а также, что углы атаки и установки двигателя малы. Моделирование производилось в программе MATLAB (Simulink).

Исследование полёта на высоте статического потолка в условиях турбулентности

Зыбин В.Б., Рагулин И.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Маркин Н.Н.
МАИ, Москва
vitos-zybin2009@yandex.ru

В условиях грозы и при сильной турбулентности имели место попытки преодолеть опасные участки маршрута на высоте статического потолка. Анализ авиакатастрофы самолёта А330 в ночном трансатлантическом рейсе из Рио-де-Жанейро в Париж 31 мая 2009 года, показал, что полет на высоте статического потолка опасен выходом на режим сваливания.

Исследование динамики полета на высоте статического потолка позволяет определить типичные факторы, влияющие на безопасность полета. При наборе высоты величина скоростного напора уменьшается за счет уменьшения давления на высоте и уменьшения скорости, вызванной проекцией силы тяги на вектор скорости при наборе высоты.

Второй фактор, вызывающий уменьшение скорости при полете в турбулентной атмосфере, связан с нелинейной зависимостью коэффициента лобового сопротивления от угла атаки. При одинаковом увеличении угла атаки из-за восходящего порыва и уменьшении его при нисходящем порыве величина приращения силы лобового сопротивления будет различной. Для квадратичной поляры самолета лобовое сопротивление будет увеличиваться больше на участках восходящих порывов, чем уменьшаться на участках нисходящих порывов. Это приведёт к тому, что при прохождении через область с равной нулю средней скоростью вертикальных порывов итоговая величина силы сопротивления будет тормозящей, даже если никаких особых явлений не возникает. Такое усреднённое падение скорости в реальных полётах предупреждают добавлением режима работы двигателей.

Уменьшение приборной скорости на высоте статического потолка потребует увеличения угла атаки для балансировки силы притяжения аэродинамической подъемной силой. Дополнительное увеличение угла атаки при сильных вертикальных порывах ветра приведет к превышению угла сваливания и срыву потока на крыле.

Срыв потока при подходе к сваливанию приводит обычно к тряске самолёта из-за попадания завихрений с крыла на горизонтальное оперение. Эта предупредительная тряска, однако, может не быть достаточно сильной на самолетах с автоматической системой управления, что затрудняет обнаружение экипажем опасной ситуации.

Опасность сваливания самолета на высоте статического потолка требует повышенного внимания экипажа для вывода самолета из режима сваливания в первые три секунды после возникновения срыва потока на крыле.

Оценка влияния струйных течений на полеты воздушных судов на территории РФ

Курбацкий Г.В.
Научный руководитель — профессор, к.г.н Белоусова Л.Ю.
СПБГУГА, Санкт-Петербург
georgy9600@mail.ru

Полёты на больших высотах характеризуются более благоприятными метеорологическими условиями в целом, чем в нижних слоях атмосферы. Вместе с тем, здесь могут отмечаться такие явления погоды и условия, которые могут существенным образом повлиять на безопасность. К ним относятся вершины кучево-дождевой облачности, обледенение, турбулентность ясного неба, вызывающая болтанку самолета, и струйные течения.

Первые струйные течения обнаружили в 20-х годах прошлого века при анализе данных радиозондовых наблюдений и представляют собой сильный узкий поток с почти горизонтальной осью в верхней тропосфере и нижней стратосфере с одним и более максимумом скорости, превышающим 30 м/с.

Информация о фактическом местоположении струйных течений и его характеристиках (скорость, максимальная скорость и направление, толщина, горизонтальная протяжённость, ширина), а также о пространственно-временной изменчивости имеет большое аэронавигационное значение.

Кроме этого, крайне важен и прогноз струйных течений для планирования полетов и оптимизации траекторий движения. Уменьшение минимумов вертикального эшелонирования, а в дальнейшем и горизонтального, определяет жесткие требования к точности прогноза максимального ветра и струйных течений. В соответствии с Приложением 3 ИКАО ошибка краткосрочного прогноза скорости максимального ветра не должна превышать 5 м/с, а ошибка прогноза высоты оси струйного течения не должна превышать 300 метров. Для достижения такой точности прогнозирования необходимо использование большого количества информации о струйных течениях.

В настоящий момент исходные данные получают, в основном, с помощью радиозондовых наблюдений. Для восстановления вертикальных профилей можно использовать информацию допплеровских метеорологических локаторов, сеть которых разворачивается на территории РФ, а также спутниковую информацию для идентификации оси струйного течения.

При долговременном планировании полетов большое значение приобретают климатические характеристики повторяемости струйных течений. В настоящей работе сделана оценка зависимости параметров струйного течения от активности атмосферной циркуляции в разных широтных зонах Российской Федерации.

Как показал анализ, характеристики струйных течений в северных широтах выражены слабее, чем в умеренных и тропических зонах, что связано с повышением активизации атмосферной циркуляции в южных широтах по сравнению с северными. Самые активные струйные течения отмечаются над южными регионами Восточной Сибири и Дальнего Востока. При этом следует отметить, чем больше скорость течения на оси, тем больше его толщина. Отмечается также зависимость скорости ветра в струйных течениях от поля температуры в ниже лежащем слое атмосферы. Чем больше контрасты температур в зоне струйных течений, тем больше скорость ветра.

Так как струйные течения связаны с атмосферной циркуляцией, они изменяют своё местоположение в пространстве. В летнее время года оси струйных течений смещаются в южную сторону, а в зимний период - к северу. При этом отмечается увеличение скорости в зимнее время. На территории России такое увеличение характерно для струйных течений, наблюдаемых над Дальним Востоком. Средние значения скорости оси струйного течения в это время года примерно на 40% больше, чем летом.

Одним из критериев оценки влияния струйных течений на формирование турбулентности ясного неба являются вертикальные градиенты скорости ветра в его зоне. Максимальные значения вертикальных сдвигов ветра отмечаются, как правило, в слое ниже оси струйного течения, а также на циклонической его стороне. Анализ фактических карт барической топографии показал, что максимальная повторяемость значительных вертикальных градиентов скорости ветра наблюдается также в районе струйных течений, формирующихся над Дальним Востоком.

Анализ авиационных инцидентов, связанных с попаданием воздушных судов в турбулентность в зоне струйного течения, подтверждает эти выводы.

Из вышесказанного следует, что информацию о струйных течениях и его характеристиках необходимо использовать на стадии организации полетов, при планировании и прокладке маршрутов. При принятии решения на вылет, оперативном планировании полёта эту информацию следует использовать для выбора оптимального маршрута, обеспечивающего его максимальную экономическую эффективность, а также оценки влияния характеристик струйного течения на безопасность полёта для исключения попадания в зоны возможной турбулентности ясного неба.

Литература

1.Астапенко П.Д., Баранов А.М., Шварев И.М. Авиационная метеорология: Учеб. пособие для вузов гражданской авиации. – М.: Транспорт, 1985– 262с.

2.А.А. Васильев, Т.П. Капитанова, Т.В. Лешкевич; под ред. Н.З. Пинуса. Метеорологические условия полетов воздушных судов в верхней тропосфере и нижней стратосфере над территорией СССР. - М.: Гидрометеоиздат: Моск. отд-ние, 1982– 180с.

3.С.М. Шметер; под ред. И.П. Мазина, Т.В. Трутко. Метеорология для воздухоплавателей и пилотов – М.: Центральная аэрологическая обсерватория, 2009– 288с.

Анализ влияния методов синтеза линейного регулятора на характеристики замкнутой системы управления

Лавицкая Т.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Маркин Н.Н.
МАИ, Москва; Минск, Беларусь
tanyhtel@gmail.com

Рассматривается синтез оптимального линейного регулятора продольного движения самолета в пространстве состояний.

В качестве первого метода используется синтез системы по заданному расположению собственных значений матрицы динамических коэффициентов замкнутой системы. Для решения задачи определяются характеристики продольного короткопериодического движения самолета. Полученные значения частоты и коэффициента относительного демпфирования короткопериодического движения используются для выбора желаемых частот и коэффициентов относительного демпфирования короткопериодического и длиннопериодического движения, собственной частоты и коэффициента относительного демпфирования привода. По значениям частот и коэффициентам относительного демпфирования форм движений вычисляются желаемые собственные значения замкнутой системы управления.

С использованием системы CONTROL TOOLBOX математической лаборатории MATLAB определяются требуемые коэффициенты усиления оптимального линейного регулятора. Для замкнутой системы вычисляются характеристики переходного процесса при реакции на управляющие и возмущающие воздействия.

В качестве второго метода синтеза используется аналитическое конструирование оптимального линейного регулятора по квадратическому критерию качества. Для выбора весовых коэффициентов определяются допустимые отклонения регулируемых координат. Для линейной стационарной системы методом аналитического конструирования

оптимального линейного регулятора по квадратическому критерию качества вычисляются коэффициенты усиления по всем координатам с использованием системы CONTROL TOOLBOX математической лаборатории MATLAB.

Для замкнутой системы с оптимальным регулятором исследуются характеристики переходного процесса при управляющих и возмущающих воздействиях. В качестве основных показателей используются время срабатывания, время переходного процесса и относительное перерегулирование,

Решения, полученные методом синтеза по желаемым собственным значениям матрицы замкнутой системы и методом аналитического конструирования, сравниваются по характеристикам переходного процесса, требуемым значениям коэффициентов усиления и полосе пропускания замкнутой системы.

Используемые источники:

1. Маркин Н. Н. Аналитическое конструирование оптимального регулятора бокового движения дирижабля. Сборник трудов XVII международного научно-технического семинара “Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации“ СПб.:, СПб. ГУАП, 2009

2. Маркин Н. Н., Чистов М. С. Терминальное управление посадкой пассажирского самолета Электронный журнал «Труды МАИ» №41, М.:, 2010 г.

Стабилизация ЛА на основе лазерного излучения

Назаров А.Н., Никитин Д.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Меркишин Г.В.
МАИ, Москва
prapor068@gmail.com

Стабилизация пространственного положения ЛА относительно требуемой траектории движения является актуальной задачей. Турбулентность атмосферы может быть предпосылкой к летным происшествиям. Считается, что из-за турбулентности атмосферы в мире происходит каждое восьмое происшествие воздушного судна. Для контроля состояния атмосферы в аэропортах используется луч лазера достаточно большой мощности, так как отражение излучения от неоднородностей атмосферы имеет относительно небольшую величину для его выделения на фоне шумов. Требуется повышать излучаемую энергию. Поэтому аппаратура имеет значительные массу и габариты и устанавливается на земле. Ниже рассматривается возможность получения необходимой информации на борту ЛА. Используются характеристики лазерного сигнала, прошедшего через турбулентную среду. Для анализа возможностей рассматриваемого способа были проведены исследования по регистрации параметров лазерного луча в окрестности движущегося в воздушной среде объекта (автомобиль).

Для устойчивости системы регулирования важнейшим фактором является быстродействие реакции на внешнее возмущение. В существующих системах реакция системы управления начинается не в момент внешнего воздействия, а только после того, как ЛА изменит свое положение под действием внешней силы, которое заметит летчик или система управления. В рассматриваемой системе сигнал рассогласования возникает сразу в момент появления турбулентности.

Лазерный сигнал излучался перпендикулярно трассе движения автомобиля. Под действием возникающих неоднородностей в воздушной среде луч получал угловые смещения, которые фиксировались угломерной системой в виде временной зависимости, позволяющей выделить ламинарные и турбулентные участки.

Баллистика, динамика и управление беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата крестообразной схемы

Полищук М.В.
Научный руководитель — профессор, д.ф-м.н. Грумондз В.Т.
МАИ, Москва
a.mv31@mail.ru

Рассмотрены вопросы динамики и управления БПК ЛА в условиях автономного полета, исследовано влияние удлинения крыла на летно-технические характеристики. Предложена структура системы управления БПК ЛА . Проведен сравнительный анализ:

- баллистических дальностей полета изделий разных конфигураций.
- дальностей полета изделий разных конфигураций в условиях работы системы управления предложенной структуры.

Объектом управления в данной работе является БПК ЛА, выполненный по нормальной аэродинамической схеме и оснащенный раскрывающимся крыльевым модулем. Крыльевой модуль и хвостовое оперение выполнены в Х-образной схеме.

При помощи математической модели проведено моделирование запуска БПК ЛА с фиксированными нулевыми отклонениями рулевых поверхностей. Моделирование проведено для каждого из предложенных вариантов начального высотно-скоростного режима H = 3000 м, V = 200м/с, θ = 00. В рамках настоящей работы разработаны две структуры системы стабилизации:

1. система стабилизации перегрузок БПК ЛА
2. система стабилизации углового положения БПК ЛА

Задача системы наведения - формирование управляющих сигналов в систему стабилизации для выполнения той или иной задачи. Для увеличения эффективности применения БПК ЛА необходима максимизация дальности его автономного полета. При этом существует также и необходимость точной доставки полезной нагрузки в заданную точку. Для выполнения этих двух задач одновременно в работе предлагается условно разделить систему наведения БПК ЛА на подсистему, отвечающею за автономный планирующий полет на максимально возможную дальность, и подсистему, отвечающую БПК ЛА, в заданную точку.

Спроектирована система наведения БПК ЛА на цель. Система наведения, в отличие от используемых в действующих в настоящие время образцах, состоит из двух подсистем отвечающих за: планирование БПК ЛА на максимальную дальность на первом этапе полета и наведение непосредственно на точку цели на втором, заключительном этапе полета.

Создание аппаратно-программного комплекса беспилотного летательного аппарата в целях проведения безопасных испытаний различного оборудования и алгоритмов управления в условиях полёта

Торшин Д.В., Королев В.С.
Научный руководитель — Ахрамович С.А.
МАИ, Москва
torshindv@gmail.com

Создание автономных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является актуальным направлением развития современной авиации. Одним из таких перспективных летательных аппаратов является аппарат с мягким крылом, к которому относится параплан, паралёт и аэрошют. Помимо основных достоинств обычных БПЛА, данные типы аппаратов обладают следующими преимуществами:

- простая система управления, по курсу БПЛА управляется подтягиванием клевант (управляющие стропы) левого и правого заднего сегмента крыла, по высоте управление происходит двигателем тяги;

- обладает хорошей устойчивостью, в случае возникновения нештатной ситуации БПЛА сам спланирует без причинения вреда полезной или целевой нагрузке, обеспечивая мягкую посадку;
- легкость транспортировки, так как крыло сделано из парашютной ткани. Оно не содержит сборных элементов, обладает малым весом, легко и компактно складывается для последующей перевозки;
- большая грузоподъемность, в зависимости от площади крыла БПЛА может нести различную полезную нагрузку, крыло площадью 3 м2 может нести груз 10 кг, 30 м2 – 120 кг.

В частности, перечисленные преимущества позволяют применять данный тип БПЛА в целях проведения испытаний дорогостоящего оборудования в полете, не причиняя вреда в случае возникновения нештатных ситуаций или отказа бортовых систем управления. Легкость управления позволяет реализовать полностью автономный полет по заданному маршруту на большие расстояния, тем самым исключая из контура управления оператора и систем телеуправления. Большая грузоподъемность позволяет закреплять на борту до 120 кг полезной нагрузки, в отличие от малых БПЛА.

В докладе представлены результаты созданного аппаратно-программного комплекса (АПК) БПЛА, который состоит из блоков – блок аккумуляторов, блок управления, блок специального оборудования. Блок аккумуляторов имеет несколько выходов с разным напряжением. Блок управления контролирует положение сервоприводов скорость двигателя. Блок специального оборудования может включать в себя различные приборы и датчики в зависимости от требуемой цели полета. Это оборудование может входить в контур управления БПЛА или работать независимо.

Учёт возмущений и задачи управления в модели динамики группы воздушных судов

Филипенко А.А.
Научный руководитель — к.т.н. Савченко А.Ю.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
sanya.filipenko.94@mail.ru

Необходимо организовать управление групповым полетом разнотипных воздушных судов (ВС) (пилотируемое – ведущий, беспилотное – ведомый) по одному радиокомандному каналу без измерения параметров их взаимного положения, при этом информационно-управляющая загруженность летчика-оператора должна обеспечивать не только автоматическое управление (контролирующую функцию оператора), но и непосредственное дистанционное пилотирование.

Задачу такого типа предлагается решать на основе современной аналитической теории матричных методов анализа и синтеза многосвязных систем управления. Положения данной теории хорошо адаптированы для работы с распределенными динамическими системами.

С целью автоматического (автоматизированного) управления группой разнотипных ВС предлагается использовать децентрализованные алгоритмы управления с координацией по эталонным моделям. Методика синтеза данных алгоритмов предусматривает разработку математических моделей входящих в группу ВС. Для обеспечения требуемой точности и качества управления предлагается использовать не отдельные модели, а модель составной системы, описывающей динамику группы и включить в нее элементы, позволяющие учесть задачу управления групповым полетом, внешние и параметрические возмущения.

Для применения выше представленной методической основы решения сформулированной задачи математическая модель группового полета ВС может быть представлена в виде модели составной многосвязной системы, состоящей из M взаимосвязанных локальных подсистем – математических моделей одиночных ВС. При этом для i-й подсистемы определены: локальный вектор состояния; локальный вектор управления; вектор неконтролируемых внешних возмущений; нелинейная кусочно-

непрерывная векторная функция, характеризующая неопределенность описания модели (параметрические возмущения); матрица состояния; матрица взаимосвязи, формализующая задачу управления группой, а так же матрица эффективности управления и матрица возмущений.

Особенность данной модели заключается в учете задачи управления (через матрицы взаимосвязи), внешних и параметрических возмущений, сформулированных однотипно, что значительно упрощает задачу синтеза алгоритмов управления.

Итак, децентрализованные алгоритмы управления с координацией по эталонным моделям за счет робастной стабилизации и оптимального подавления внешних возмущений обеспечивают требуемую точность траектории движения и качество управления группой разнотипных ВС без использования информации об их взаимном положении. Синтез данных алгоритмов реализуется за счет включения в математическую модель составной системы элементов, позволяющих учесть задачу управления групповым полетом, внешние и параметрические возмущения.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант 16-08-00311а.

Моделирование рассеивания артиллерийских снарядов

Шилин П.Д., Чулков Н.С.
Научный руководитель — к.т.н. Морозов В.В.
ТулГУ, Тула
pvlshilin@gmail.com

Артиллерия всегда была тесно связана со многими разделами математики. Движение снаряда в канале ствола орудия, его полёт в воздушной среде, а также его действие на различного рода преграды являются сложными комплексами физических явлений. Для точного ведения огня необходимо рассмотреть действие очень многих причин на процесс стрельбы, выделить из них главные и отбросить несущественные, чтобы создать его физическую модель.

Но в погоне за точностью, дальнобойностью и пробивным действием не следует забывать и об экономности: от трёх первых факторов не будет никакого толка, если снаряды требуют экзотичных и редких материалов для своего изготовления. В итоге применительно к артиллерийской системе и боеприпасам для неё получается некоторый компромисс между изначальным проектом, и теми орудиями и снарядами, которые поставляются в войска.

Поскольку на движение снаряда влияет целый ряд случайно изменяемых параметров, детерминистические методы расчёта дают только усреднённый результат, а на практике реальные значения величин имеют некоторый разброс около полученных из теории значений. Эти отклонения применительно к координатам точки падения снаряда называются рассеиванием. Из-за него даже в случае максимально точной наводки орудия поражение цели вовсе не является гарантированным результатом.

Точность попадания является одной из важнейших характеристик артиллерийских комплексов, поскольку количество средств, необходимых для выполнения боевой задачи, а также эффективность действия комплекса зависят от характеристик рассеивания точек падения снарядов.

Характеристики рассеивания снарядов можно определить расчетным или опытным путем. При проектировании технических систем возможно применение только расчетных методов, причем результаты вычислений являются составной частью экономической оценки системы в целом. Из-за большой стоимости испытаний опытную отработку систем целесообразно сочетать с использованием расчетных методов для контроля характеристик комплекса. Отклонение точки падения от центра рассеивания вызывается такими причинами, как разброс начальных скоростей снарядов, углов бросания, масс снарядов, температуры окружаю¬щей среды и др. Если известны законы распределения случайных величин, обусловливающие рассеивание, и уравнения движения тела, то с помощью

имитационного моделирования, то есть постановки численного эксперимента, можно получить действительные характеристики рассеивания.

В общем случае при описании траектории движения летательного аппарата (ЛА) необходимо учитывать кривизну Земли, скорость вращения Земли, наличие ветра, изменение ускорения свободного падения по высоте, изменение плотности воздуха по высоте, наличие угловых скоростей вращения ЛА, изменение силы тяги в полете и т.д.. Таким образом, математическая модель, описывающая пространственное движение ЛА представляет собой сложную систему уравнений, включающую в себя уравнения поступательного движения центра масс ЛА переменной массы брошенного под углом к горизонту и вращательного движения вокруг центра масс.

На практике теоретическая модель используется для многократного расчета выходных параметров, когда внешние параметры принимают значения в диапазонах их отклонений, причем каждый раз модель рассчитывается («испытывается») при новом случайном сочетании значений внешних возмущающих параметров. Такое «испытание» модели производится N раз, а затем по результатам вычисляется оценка рассеивания. Возмущающие параметры в каждом «испытании» принимают независимые друг от друга случайные значения, вероятность которых описывается соответствующим законом распределения. Вид и параметры закона устанавливаются, исходя из физической природы параметра и статистического обобщения наблюдений за его поведением.

Моделирование основывается на многократном формировании набора случайных величин. Начальные значения случайных параметров для каждого нового «испытания», входящих в правые части уравнений, получаются с помощью датчика случайных чисел, распределенных по нормальному закону.

Разработанный программный комплекс имитационного моделирования рассеивания снарядов артиллерийских комплексов может быть использован для оценки характеристик рассеивания широкого спектра артиллерийских снарядов при проведении численных экспериментов и оценке тактико-технических характеристик перспективных комплексов вооружения.

Секция №1.3 Проектирование, конструирование и технология производства ЛА

Разработка конструкции панели фюзеляжа из полимерных композиционных материалов пассажирского авиалайнера

Paing Mhuu Khant, Барановски С.В.
МГТУ им. Н.Э.Баумана, Москва
paingmhuukhant@gmail.com

Активно развивающаяся авиационная отрасль ищет новые конструкторские решения в области проектирования современных пассажирских авиалайнеров. Обеспечить надёжность и увеличить ресурс эксплуатации разрабатываемых изделий могут помочь полимерные композиционные материалы, которые успешно применяют в конструкции зарубежных образцов авиационной техники, таких как Airbus A321, Boeing 737, Embraer ERJ-190. Из данного материала изготавливают как слабонагруженные элементы конструкции – обтекатели, законцовки, зализы, так и ответственные силовые, например, детали хвостового оперения. Однако, доля применения ПКМ в фюзеляже гражданских авиалайнеров остаётся малой и основным конструкционным материалом продолжают оставаться металлические сплавы. При этом успешный опыт эксплуатации Boeing 787 Dreamliner – единственного крупного пассажирского авиалайнера, фюзеляж которого на 50% состоит из композиционных материалов свидетельствует о возможности применения данных материалов в такого рода конструкциях. Таким образом, логично констатировать, что разработка фюзеляжа и его отдельных элементов из ПКМ современного пассажирского авиалайнера является актуальной задачей, которой посвящена данная работа. Рассматривается панель хвостовой части фюзеляжа из углепластика, подкреплённая стрингерами. Разработана геометрической модель с учётом особенностей материал материала. Определены аэродинамические нагрузки, действующий на элемент конструкции. Проведено моделирование напряжённо-деформированного состояния панели фюзеляжа под действием эксплуатационных нагрузок. Оптимизирована геометрия панели фюзеляжа по критериям минимума массы и максимальной несущей способности.

Инфраструктурная компоновка и геометрия транспортировщиков специального назначения из состава ракетных комплексов

Амосов А.Г.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Куприков М.Ю.
МАИ, Москва
lamosov@yandex.ru

Целью данной работы является создание методического обеспечения для проведения структурно-параметрического анализа вариантов компоновки прицепных звеньев специальных транспортных средств (СТС).

Колесные транспортные средства имеют огромное значение для экономики и обороны нашей страны.

Повышение требований к характеристикам современных специальных транспортных средств обусловило широкий поиск новых проектно-конструкторских решений. Одним из основных путей ускорения научно-технического прогресса является автоматизация проектно-конструкторских работ.

Процесс проектирования (СТС) имеет специфический характер. Наличие оригинальных компоновочных схем, обеспечивающих большую вместимость, вносит корректировку в структуру и состав задач, решаемых в рамках формирования компоновки автомобиля (ФКА). Под компоновкой в данной работе понимается определение значений основных

конструктивных параметров, которые однозначно определяют форму, размеры и характеристики, соответствующие этапу предварительного проектирования (ЭПП).

Предложенный подход к ФКА является результатом проведённого автором анализа процесса проектирования СТС и модификации его с учётом особенностей эксплуатации. Он включает в себя несколько уровней:

— на первом уровне требования, заложенные в техническом задании в общем виде, переводятся в схемные решения;

— на втором уровне проводится формирование первичного облика агрегата, проводится анализ возможных решений и выбираются наиболее целесообразные варианты;

— на третьем уровне проводится формирование компоновочной схемы агрегата;

— на четвёртом уровне проводится расчёт характеристик СТС. По результатам компоновки уже известны основные размеры, формы и массово-инерционные характеристики.

Ограничениями для проектирования могут служить габариты инфраструктурных инженерных строений, с высотой проезда около 4,5м, а так же ограничения по транспортировке агрегата на железнодорожной платформе, составляющие 6 степеней нижней и боковой негабаритности и 3 степени верхней негабаритности.

Проведенная процедурная и структурная декомпозиции позволили сделать вывод о достаточности рассмотрения двух прилегающих иерархических уровней при рассмотрении задачи формирования облика СТС на этапе предварительного проектирования.

Электронные справочники как способ реализации методологий конструкторско-технологического проектирования деталей летательных аппаратов (ЛА)

Амосова А.В.
Научный руководитель — к.т.н. Кулик Ю.П.
МАИ, Москва
kolos4020@mail.ru

Изложены результаты концептуализации предметной области систем автоматизированного проектирования деталей, общемашиностроительного применения, используемых в конструкциях ЛА и в перспективных разработках. Цель решения задачи в разработке нормативной методологии проектирования деталей [1], методическую основу решения составили основные положения системного анализа в трактовке, представленной в работе [2].

Под электронным справочником будем понимать изложение методологии решения задач, приписанных рассматриваемой САПР в форме интерактивного электронного документа.

Структура процесса концептуализации определена в соответствии с содержанием объектно-ориентированных методов анализа и проектирования [3]. В составе процесса была использована следующая последовательность процедур:

- выявление способов взаимодействия рассматриваемой САПР с окружением системы. Выделены два класса таких взаимодействий: диалога с оператором САПР и обращения к системам, обслуживающим САПР посредством предоставления ей необходимых услуг. В результате выполнения процедуры – выявлены связанные последовательности транзакций САПР с оператором и обслуживающими системами;

- идентификации объектов предметной области, имеющих атрибутов и приписанных каждому из них методов. Каждому объекту были поставлены в соответствие те функции, которые он должен выполнять по ходу реализации процесса проектирования;

-определение связей между объектами предметной области. Были построены структурные диаграммы «сущность-связь» для рассматриваемой предметной области [4];

-определение интерфейсов идентифицированных объектов. Для каждого объекта определены те методы, которые «видимы» для взаимодействующих с ним объектов.

Изложены результаты концептуализации предметной области САПР деталей 31-20 класса «Валы/Оси» классификатора ЕСКД [5].

Литература

1. Кулик Ю.П. Методологии как нормативная основа процессов инженерного проектирования систем. Опубликована в настоящем сборнике.

2. Оптнер С.Л. Системный анализ для решения деловых и промышленных проблем. – М.: Изд-во «Советское радио», 1989.

3. Грехэм И. Объектно-ориентированные методы. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2004.

4. Леоненков А.В. Самоучитель UML. – СПб.: БХВ-Петербург, 2004.

5. Классификатор ЕКСД.

К вопросу формирования перечня критических технологий при создании многоразового гиперзвукового самолета

Аронов Д.И.

Научный руководитель — доцент, к.т.н. Клягин В.А.

МАИ, Москва

mitia.partizan@yandex.ru

На современном этапе техническими специалистами авиационных фирм особое внимание уделяется всесторонним исследованиям гиперзвуковых самолетов с крейсерским числом Маха M>5. Интерес к гиперзвуковым летательным аппаратам (ГЛА) обусловлен желанием сократить временные параметры выполнения транспортной операции, как в гражданской, так и боевой авиации. Некоторые типовые сценарии применения таких самолетов могут представлять собой:

1.перевозку пассажиров на расстояние > 7000 км;

2.вывод на орбиту ступени многоразовой авиационно-космической системы (АКС);

3.выполнение боевых задач в оперативно-стратегической глубине.

По результатам маркетинговых исследований фирм Airbus и Japan Aircraft Development Corporation в гражданском секторе к 2030 году наиболее востребованным стал бы 100-местный гиперзвуковой самолет с крейсерской скоростью M =5, способный выполнять в день четыре рейса от взлета до посадки. Его пассажирами в основном были бы бизнесмены крупных корпораций и люди, готовые заплатить сумму, эквивалентную сегодняшнему билету первого класса. Предполагаемый бюджет гражданского гиперзвукового авиастроения к этому времени может составить 3,5 млрд евро[1]. Правой границей по скорости при исследовании пассажирских ГЛА является число M полета, равное 8 (проекты LAPCAT и HEXAFLY-INT [2],[3]). С Российской стороны в проектах принимает участие ЦАГИ и ЦИАМ. Сроки появления первого опытного экземпляра гражданского ГЛА не называются, возможно, это произойдет не раннее 2035 года. Некоторый опыт по определению облика гиперзвукового пассажирского самолета имеет ОКБ Сухого (совместно с ЦИАМ)[4]. Для АКС наиболее рациональным мог бы стать вариант самолета-разгонщика с числом M отделения ступени полезной нагрузки, равным 6-7. Масса выводимого на орбиту груза составила бы 10-15 тонн [5]. Для военного применения рассматриваются беспилотные разведывательные (опциально, ударные) ГЛА. Для таких самолетов высокая скорость полета может стать альтернативой технологиям "стелс" с точки зрения увеличения выживаемости в условиях развитой ПВО.По оценкам зарубежных специалистов, появление боевых ГЛА возможно на рубеже 2040х годов. Наиболее активно работы по данной тематике ведутся фирмами Lockheed Martin и Boeing. Конкретные ТТХ не называются, но исторически, исследования возможных обликов проводились для чисел M=5-7 и в широком диапазоне дальностей 4000-10000 км [6],[7],[8]. Поскольку некоторые предполагаемые технические

характеристики боевых и гражданских ГЛА схожи, можно говорить об одинаковом потребном НТЗ. Соответственно, целесообразно рассмотреть комплексную задачу разработки гиперзвуковой авиационной платформы двойного назначения. При этом, в соответствии с основными трендами исследований ГЛА [1]-[8], базовыми технологиями станут:

1.разработка и сертификация новых материалов;

2.создание высокотемпературных типов топлив, смазок и жидкостей самолетных систем;

3.разработка способов размещения криогенных жидкостей в условиях температурного нагрева;

4.создание аэродинамических компоновок;

5.разработка комбинированных силовых установок;

6.разработка логик построения основных самолетных систем;

7.разработка оснащения и математических моделей применения боевых ГЛА;

8.создание концепции эксплуатации ГЛА;

9.создание "цифрового двойника" гиперзвукового самолета.

При этом, наиболее критичными станет разработка самолетных конструкций и силовой установки ГЛА, способных функционировать в условиях значительного аэродинамического нагрева.

Список литературы:

1. Adrian Giordany, "The challenges of building a hypersonic airliner"//BBC.com: [сайт].[2015] URL: http://www.bbc.com/future/story/20150914-the-challenges-of-building-a-hypersonic-airliner (дата обращения: 12.02.2018).

2. J. Steelant., "Sustained Hypersonic Flight in Europe: Technology Drivers for LAPCAT II", 16th International Space Planes and Hypersonic System Technologies Conference, AIAA 2009-7240, Bremen, Germany, AIAA, 2009.

3. HEXAFLY International // esa.int: [сайт].[2014] URL: http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/High-Speed_Experimental_Fly_Vehicles_-_INTernational

4. Дулепов Н.П., Селиванов О.Д., Харчевнивова Г.Д. "Поисковые исследования по формированию технического облика силовой установки сверхзвукового административного самолета с увеличенной крейсерской скоростью". Отчет по НИР, инв. № 13564, ЦИАМ, 2008.

5. В.П. Плохих, В.И. Бузулук .,"О перспективах развития многоразовых систем выведения горизонтального старта": сб.научн.ст. / Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. - 648 с. под ред. В.Г. Дмитриева.

6. "Design of a hypersonic waverider-derived airplane".31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 93-0401, Reno, Nevada , AIAA, 1993.

7. Technical Report,AFRL-RB-WP-TR-2012-0280, May 2012,Lockheed Martin Aeronautics Company.

8. Technical Report,AFRL-RB-WP-TR-2010-3068, September 2010,The Boeing Company.

Анализ ограничений при эксплуатации авиационных систем доставки грузов в труднодоступных районах

Арувелли С.В.

Научный руководитель — профессор, д.т.н. Долгов О.С.

МАИ, Москва

saruvelli@gmail.com

В 21 веке в связи с активным освоением отдаленных территорий существует необходимость развития транспортной инфраструктуры в таких районах и совершенствования методологии формирования проектно-конструкторских решений.

Целью данной работы являлось выделить и проанализировать основные ограничения, накладываемые спецификой труднодоступных районов, при эксплуатации авиационных систем доставки грузов.

Первым этапом решения поставленной задачи является анализ текущей ситуации в области транспортных операций в отдаленных территориях, а именно доставки грузов, выделение наиболее критичных областей по необходимости доставки грузов, обособленных в реализации транспортной операции в условиях отсутствующей или слаборазвитой инфраструктуры.

На следующем этапе проводится анализ специфических ограничений и условий эксплуатации систем доставки грузов в труднодоступные районы.

Результатом выполненной работы являются рекомендации по формированию облика системы доставки грузов в труднодоступные районы с учетом ограничений эксплуатации.

Список литературы

- Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютных систем. М.: Машиностроение. 1965. 365 с.

- Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М.: ФИЗМАТЛИТ. 2009. 576 с.

- Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И., Вишняк А.А., Днепров И.В., Мосеев Ю.В. Парашютные системы. М.: Наука. Физматлит. 1966. 288 с.

- Tung Wan, Ryan Huo, Chao An Cheng. Numerical Simulations of Parachute Aerodynamic Characteristics under Severe Weather. AIAA SciTech. 4-8 January 2016, San Diego, California, USA. 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting.

Проектирование панели кессона киля из полимерных композиционных материалов ближне-магистрального авиалайнера

Аунг В.Е., Барановски С.В.
МГТУ им.Н.Э.Баумана, Москва
yhwncaa@gmail.com

В современных условиях необходимо использовать перспективные материалы в конструкции планера нового надёжного авиалайнера для достижения массовой эффективности без потери в несущих свойствах. Зарубежные авиалайнеры, такие как Airbus A321, Boeing 737, силовые панели кессонов килей которых изготовлены из полимерных композиционных материалов (ПКМ) превосходят аналоги, изготовленные из металлических сплавов. В отечественном авиастроении же, металлы продолжают оставаться основным конструкционным материалом планера, а работы, направленные на внедрение ПКМ осложняются особенностями проектирования изделий из такого вида материалов, например, анизотропией свойств, многомерностью задачи. Данная работа направлена на решение актуальной задачи в части проектирования и выбора оптимальных конструктивных параметров силовой панели кессона киля из ПКМ. 2. Цель работы – минимизация веса панели кессона киля из полимерных композиционных материалов на основе численного моделирования. Рассматривается панель кессона киля из углепластика, состоящая из обшивки и стрингеров. На основе анализа существующих ближнемагистральных авиалайнеров разработана геометрическая модель панели киля. Рассчитаны нагрузки от скоростного напора, действующие вертикальное хвостовое оперение. Проведён расчёт напряженно-деформированного состояния панели кессона киля из ПКМ с учётом силовой схемы под действием эксплуатационных нагрузок. Определено оптимальное количество стрингеров и их геометрические характеристики. Оптимизирована конструкция панели кессона киля с учетом требования по максимальной несущей способности при минимальной массе.

Разработка методики выбора рациональных геометрических параметров носового обтекателя БРЛС малозаметного сверхзвукового самолета

Барабанов А.В.
Научный руководитель — к.т.н. Рой Р.И.
МАИ, Москва
barabanovav@outlook.com

Основной проблемой при проектировании носового обтекателя бортовой радиолокационной станции (БРЛС) малозаметных сверхзвуковых самолетов является определение рациональных геометрических параметров данного обтекателя, которые должны обеспечивать с одной стороны потребные аэродинамические характеристики (АДХ) (как сверхзвуковые, так и дозвуковые), так и радиотехнические характеристики антенны бортовой радиолокационной станции, одновременно удовлетворяя требованиям по технологичности конструкции обтекателя и требованиям по малой радиолокационной заметности в переднюю и боковую полусферы самолета.

В настоящее время при разработке перспективных образцов авиационной техники геометрические параметры носового обтекателя БРЛС самолета задаются исходя из минимизации вклада в аэродинамическое сопротивление носовой части самолета на расчетных режимах полета. Следующим этапом разработки носового обтекателя БРЛС является оценка характеристик радиолокационной (РЛ) заметности, а также оценка радиотехнических характеристик (РТХ) антенны БРЛС при применении данного конуса. Данные работы проводятся на базе ИТПЭ РАН, причем отдельно проводится цикл работ по оценке характеристик РЛ-заметности в большой безэховой камере (БЭК) и отдельно цикл работ по оценке РТХ антенны в малой БЭК. В среднем для проведения одного полного цикла испытаний требуется от трех до восьми недель (в зависимости от числа контрольных углов). В случае получения неудовлетворительных характеристик РЛ-заметности и РТХ объект испытаний дорабатывается, либо изготавливается вновь и цикл испытаний повторяется. Параллельно с испытаниями проводится теоретический расчет характеристик РЛ-заметности и РТХ проектируемого обтекателя при помощи конечно элементной модели, не учитывающий требований к АДХ. Для проведения полного цикла расчетов в среднем требуется порядка

Разрабатываемая методика позволит оперативно осуществлять выбор рациональных (с точки зрения АДХ, РТХ, РЛ-заметности и технологичности) геометрических характеристик носового обтекателя БРЛС малозаметного сверхзвукового самолета с учетом компоновочных ограничений и тем самым сократить циклы испытаний в БЭК, тем самым сократить длительности жизненного цикла изделия, а также стоимость НИОКР на разработку перспективных образцов авиационной техники.

Определение основных конструктивных параметров силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов

Барановски С.В.
Научный руководитель — к.т.н. Михайловский К.В.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва
serg1750@mail.ru

С развитием современных технологий становится возможным применять композиционные материалы (КМ) не только в слабонагруженных элементах конструкции крупных пассажирских авиалайнеров, но и в ответственных агрегатах, таких как крыло. Использование ПКМ позволяет достичь характеристик изделия, недостижимых при изготовлении из обычных металлических сплавов. При этом проектирование таких элементов, в том числе крыльев, осложняется спецификой применяемого материала, например, необходимостью выбора оптимального угла укладки слоёв, от которого зависят

многие характеристики будущего изделия. На сегодняшний день в конструкциях используются типовые квазиизотропные укладки с несколькими различными (как правило, не более четырёх) ориентациями слоёв, а иные виды не рассматриваются. Таким образом, исследование возможности выбора укладки в зависимости от эксплуатационных нагрузок и их применение в конструкции является актуальной задачей. В работе рассматривается процесс выбора конструктивных параметров основных элементов крыла из ПКМ.

Рассматривалось стреловидное крыло с несимметричным аэродинамическим профилем, размахом 35 м., со спрямлённым участком, среднемагистрального пассажирского авиалайнера состоящее из оребрённых панелей (обшивки и подкрепляющие каждую одиннадцать стрингеров), двух лонжеронов и четырнадцати нервюр. Для расчёта был принят крейсерский режим полёта со скоростью 870 км/ч, на высоте 11,5 км. Варьировались углы атаки: 0°, +11°, –7°. В расчёте учитывалось одновременное действие сосредоточенных и распределённых нагрузок (вес элементов конструкции, вес двигателя, топлива, аэродинамическая нагрузка). Основным конструкционным материалом принят углепластик.

В результате расчётов элементов крыла из ПКМ при нескольких углах атаки определены: рациональное минимально возможное количество слоёв, их углы ориентации, толщины элементов, значения прогиба и коэффициенты запаса прочности элементов конструкции для выбранной оптимальной укладки. Максимально достигнутый коэффициент запаса прочности равен 0,47 (1 – разрушение материала), прогиб конструкции – 1,22 м.

Полученные значения характеристик соответствуют уровню эскизного проекта и будут оптимизироваться при детальном рассмотрении каждого элемента.

Результаты данной работы являются частью составляемой методики проектирования крыла из ПКМ и будут учтены и использованы при её составлении.

Разработка конструкции усилителя мощности привода

Белый А.О.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Чайка Ю.В.
МАИ, Москва
Znatochek@yandex.ru

Разработка конструкции усилителя мощности привода

Данная работа посвящена разработке конструкции усилителя мощности привода(далее по тексту - УМП). УМП необходим для вращения антенны.

Усилитель мощности привод разрабатывается отдельно для каждой станции, так как в зависимости от массы антенного полотна выбирается необходимый электродвигатель и для его функционирования требуются определенная мощность.

При выполнении проекта за основу была взята конструкция УМП, разработанная на устаревшей элементной базе. Из анализа конструкции аналога можно сделать следующие выводы:

- конструкция выполнена на устаревшей элементной базе;
- масса изделия 1,5 кг;
- состоит из двух конструктивно законченных частей (транзисторная сборка и модуль управления питанием).

Учитывая, что разрабатываемый УМП будет функционировать в составе МРЛЦН, установленной на БПЛА и к МРЛЦН предъявляются жесткие требования по массо-габаритным характеристикам, использование УМП, представленного устройства является не допустимым, в том числе из-за ряда противоречий с ТЗ на блок.

В связи с чем, целью работы является – разработать усилитель мощности привода с учетом новых требований к массо-габаритным характеристикам блока.

Для решения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- разработка конструкции изделия,
- разработка функциональной ячейки на современной элементной базе,
- уменьшение массо-габаритных характеристик,

- разработка системы охлаждения УМП,
- расчет параметров конструкции

В проекте были рассчитаны основные параметры конструкции модуля усилителя мощности привода. В результате расчёта, конструкция удовлетворяет требованиям вибропрочности и другим требованиям, заданным в ТЗ.

Design development of the drive power amplifier

This work is devoted to the development of the design of the power amplifier drive (hereinafter - the UMP). UMP is required for antenna rotation.

Power amplifier drive is developed separately for each station, as depending on the weight of the antenna web selected the necessary motor and its operation requires a certain power.

In the course of the project implementation, the design of the UMP developed on the outdated element base was taken as a basis. The following conclusions can be drawn from the analysis of the analog design:

- the design is made on the outdated element base;
- weight of the product 1.5 kg;
- consists of two structurally complete parts (transistor assembly and power management module).

Given that developed the UMP will operate as part MRLC installed on the UAV and MRLC strict requirements for mass-dimensional characteristics, the use of UMP, the device is not allowable, including due to a number of contradictions with the statement of work on the block.

In this connection, the purpose of the work is to develop a drive power amplifier to meet the new requirements for the mass – dimensional characteristics of the unit.

To achieve this goal it is necessary to solve the following tasks:

- product design development,
- development of a functional cell on a modern element base,
- reduction of mass-dimensional characteristics,
- development of the cooling system of the UMP,
- calculation of design parameters

The project calculated the basic parameters of the design of the power amplifier drive module. As a result of the calculation, the design meets the requirements of vibration resistance and other requirements specified in the TZ.

Совершенствование системы кондиционирования воздуха ближне- и среднемагистральных самолётов

Бирлов И.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Скиданов С.Н.
МАИ, Москва
i.birlov@gmail.com

На большинстве существующих гражданских ближне- и среднемагистральных пассажирских самолетах источником воздуха для системы кондиционирования являются маршевые двигатели. Воздух, отбираемый от компрессоров двигателей, обладает высоким уровнем температуры и избыточного давления, что в свою очередь требует защиты окружающих компонентов. Исходя из этого, при проектировании новых модификаций существующих типов воздушных судов с увеличением расхода следует стремиться к сохранению температурных параметров воздуха, подаваемого в систему кондиционирования, чтобы достичь следующих целевых технико-экономических показателей:

- Максимальная унификация конструкции с имеющимися модификациями.
- Минимальное увеличение массы существующих компонентов в случае их доработки;
- Минимально возможные изменения габаритных параметров агрегатов системы;

Помимо ограничений, накладываемых на разработку системы кондиционирования воздуха для новой модификации самолета, исходными данными будет являться увеличение расхода воздуха, отбираемого от двигателя.

Одним из вариантов увеличения эффективности работы системы кондиционирования воздуха является увеличение эффективности теплообменного аппарата, выполняющего первичное охлаждение воздуха после двигателя (предварительного теплообменника). При увеличении его эффективности мы получим следующие положительные эффекты:

- Сохранение текущих температурных условий в отсеках крыла и фюзеляжа, где проходят трассы горячего воздуха;
- Отсутствие изменений в логику контроля перегрева воздуха;
- Исключение фактора повышенной температуры при разработке изменений в установку охлаждения воздуха;
- Увеличение зоны эксплуатации самолета

Исходя из обширной области полетов и бесконечного множества режимов полета воздушного судна разумно использование математической модели теплообменного аппарата, основанной на использовании метода конечных элементов. Использование такой математической модели позволяет определять необходимые параметры теплообмена в каждом сегменте теплообменного аппарата, позволяет организовать оптимальное холодного и горячего воздуха по контурам теплообменного аппарата и определить избыточность габаритов агрегата. Точность расчетов по модели определяется типом выбранных конечных элементов, размерностью сетки исходных данных (температура, высота, давление), выбранным количеством ячеек по сечениям контуров теплообменного аппарата. Для совершенствования математической модели могут использоваться экспериментальные данные, полученные в результате испытаний на реальных образцах воздушных судов.

Список литературы:

1. Основы теплопередачи. Изд.2-е, стереотип. М., «Энергия», 1977, 344с;
2. Системы оборудования ЛА. Под ред. А.М. Матвеенко и В.И. Бекасова, Москва 1995 г.
3. Системы вентиляции гермокабин пассажирских и транспортных самолетов Н.В. Антонова, В.В. Ружицкая. Учебное пособие Москва МАИ, 1993г.
4. Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха. Ю.М. Шустров.

Методика выбора типа приводов для тяжелого БПЛА

Бобков Н.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Клягин В.А.
МАИ, Москва
bobkovnikolai@mail.ru

В настоящее время одно из наиболее перспективных направлений развития современной военной авиации – это разработка беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Область применения БПЛА становится все более обширной, раньше использование беспилотников ограничивалось военным применением, сейчас их активно применяют и в гражданских целях.

Поскольку существует большое количество беспилотников разных размеров, массы, с разной продолжительностью полета, то и выбор приводов для механизации управляющих поверхностей довольно обширен. Главным образом стоит вопрос о виде энергии используемой на борту, это или электрическая энергия, или гидравлическая.

Если для легких и средних беспилотных летательных аппаратов, в большинстве случаев вопрос стоит однозначно – электропривод, то при разработке тяжелых БПЛА возникает много споров, какой вид энергии использовать.

С одной стороны, повышение уровня электрификации предполагает замену гидропривода с питанием от централизованной гидросистемы на автономный привод с

бортовым электрогенератором. С другой стороны, электропривод во многом уступает гидравлике, например, в скорости работы, также есть ряд других спорных моментов.

На сегодняшний день, актуальным является два типа приводов: электромеханический (ЭМП), электрогидростатический (ЭГСП). Одними из главных параметров привода является его масса и занимаемый объем, которые определяются силовой частью привода. В случае с ЭМП – это электродвигатель и силовой редуктор, во втором – это электродвигатель, гидронасос и силовой гидроцилиндр. В таком случае, ЭГСП проигрывает ЭМП по массо-габаритным показателям.

Поскольку каждый тип привода имеет свои преимущества, свои недостатки, то выбор энергии, используемой на борту, соответственно и тип привода, является сложной задачей, так как привод должен, обеспечивать летно-технические характеристики ЛА, иметь необходимую живучесть, надежность и т.д.

Разрабатываемая методика позволит при заданных параметров ЛА определить тип привода и необходимые параметры для выбора конкретной модели привода.

Методика заключается в том, что имея параметры и назначение ЛА, определяется тип БПЛА (сверхманевренный, маневренный, ограниченно маневренный, не маневренный в случае военного БПЛА). В зависимости от типа, привод должен иметь необходимое быстродействие, исходя из его значения выбирается тип привода. Если необходимо большое быстродействие – выбирается гидравлика, при необходимом малом быстродействии возможно использование любого вида энергии: гидравлического, электрического, или же комбинированных типов приводов. Это зависит от компоновки БПЛА, наличия централизованной гидросистемы, объемов установки привода в крыле и т.д. В конце производится расчет привода, исходными данными для которого являются нагрузки на управляющую поверхность. В результате расчета получаются все необходимые для подбора конкретной модели параметры.

Такая методика позволяет выбирать именно тип привода (вид энергии) используемый на борту, так как это бывает проблематично. Построение структуры методики позволит пройдя с начального этапа (ввод исходных данных) до завершения расчета, иметь конкретный привод и его характеристики.

Исследование процесса ультразвукового алмазного сверления

Бондаренко И.С.
Научный руководитель — Хомякова Н.В.
Московский политехнический университет, Москва
Latkovai@yandex.ru

В настоящее время метод ультразвуковой обработки (УЗО) показал себя как эффективный способ обработки изделий из хрупких, твердых, тугоплавких и диэлектрических материалов. Перспективным направлением является комбинирование УЗО с традиционными способами обработки. Так применение ультразвука при сверлении труднообрабатываемых материалов позволяет повысить производительность обработки и улучшать качество поверхностного слоя.

Были проведены исследования, по оценке влияния технологических факторов на производительность и качество поверхностного слоя - важнейших технологических характеристик процесса, при алмазно-ультразвуковом сверлении с целью назначения конкретных режимов обработки.

Известно, что производительность процесса обработки лимитируется подачей инструмента, которая, в свою очередь, определяется скоростью эвакуации продуктов разрушения из зоны обработки, поэтому были проведены исследования влияния на нее параметров режима обработки.

В предварительно просверленное отверстие глубиной 5мм и диаметром 4,3мм в заготовке из кварцевого стекла засыпался порошок карбида кремния зернистостью 60 и

80мкм. Алмазный инструмент подавался в отверстие при четырех режимах обработки. При этом измерялось время, за которое инструмент достигнет дна отверстия.

На основе полученных данных была получена зависимость скорости удаления продуктов от величины зазора между инструментом и заготовкой при различных условиях эвакуации.

Было показано, что с увеличением величины зазора и уменьшением зернистости порошка, скорость эвакуации продуктов разрушения увеличивается. И максимальное значение скорости достигается при режиме совмещения вращения инструмента с наложением УЗ колебаний.

Далее исследовалось влияние подачи инструмента на шероховатость обработанной поверхности и качество входных и выходных кромок отверстий.

При режиме УЗ сверления с вращением инструмента в материале углепластик КМУ-4Л прошивались отверстия трубчатым гальваническим алмазным инструментом диаметра 9,5 мм, на глубину 10 мм при разных значениях подачи, на профилометре оценивалась шероховатость, с помощью микроскопа исследовалось качество кромок поверхности.

Было установлено, что зависимость качества поверхности от величины подачи инструмента имеет не однозначный характер. Вначале, с увеличением подачи значение величины шероховатости снижается, а затем начинает расти. Кроме этого, на входной кромке отверстия появляются вырывы, а на выходе алмазного инструмента имели место не прорезанные волокна. Анализ зависимостей показал, что имеются оптимальные значения подачи и диаметра инструмента для получения качественной поверхности обработки: диаметр - 9,5 мм, подача - S=3 мм/мин. Кроме того, исследования показали, что при увеличении диаметра инструмента шероховатость поверхности уменьшается, а качество входных и выходных кромок отверстий улучшается.

Исследования эффективности процессов контроля в условиях заводских испытаний агрегатов

Валынга С.О.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Торпачёв А.В.
МАИ, Москва
Sergey.Valynga@yandex.ru

Исследования эффективности процессов контроля проводились на испытательном участке отечественного предприятия по разработке топливорегулирующей аппаратуры. Объектом исследования является испытательный стенд, используемый для проведения разного рода операций по регулировке и различных испытаний выпускаемых изделий.

При проведении исследований необходимо:

1. убедиться в том, что испытательный стенд адаптирован к схеме изделий и программе испытаний;
2. измерительное оборудование стенда соответствует требованиям, предъявляемым по программе испытаний.

Испытания проводились для получения данных о сопротивлении в расходной линии изделия, предназначенного для аэрокосмической техники. Этот показатель строго задан в техническом задании на агрегат, интегрируемый в САУ двигателя.

После анализа проведенных испытаний было обнаружено, что при замерах потерь давления топлива на изделии существует проблема с точностью измерения параметров давления на входе и выходе из агрегата. Это обуславливается тем, что используем два измерительных датчика, один на входе в агрегат, а второй на выходе из него и у данных датчиков измерения давления имеется погрешность.

Даже при достаточно точных датчиках давления суммарная погрешность показателя перепада слишком велика. В связи с этим при проведении исследования принято решение о замене двух датчиков измерения давления на один датчик измерения перепада давления в

связи с тем, что заявленная производителем погрешность датчика перепада давления меньше суммарной погрешности двух датчиков измерения давления.

После установки на испытательный стенд предприятия датчика измерения перепада давлений и проведения испытаний были получены более точные данные сопротивления в расходной линии изделия.

Таким образом мы повысили эффективность процесса контроля при проведении испытаний сопротивления расходной линии агрегата, предназначенного для аэрокосмической техники.

Анализ систем аэрогазодинамического управления беспилотными летательными аппаратами

Виндекер А.В.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Парафесь С.Г.
МАИ, Москва
jaguarrus90@mail.ru

Для достижения высокой маневренности возникает необходимость быстрого разворота беспилотного летательного аппарата (БЛА) на цель. При отсутствии аэродинамических сил или их недостаточном уровне (сразу после выхода из пускового устройства или при полете БЛА на большой высоте), необходимо дополнительное газодинамическое устройство. Также необходимо одновременно с разворотом продольной оси БЛА на цель его ориентация по крену в положение, определяемое условиями работы бортовых радиолокационных и радионавигационных устройств.

Для современных БЛА класса поверхность-воздух достижение высокой маневренности реализуется двумя способами: моментным и поперечным управлением.

Моментное управление реализуется двумя вариантами: с помощью органов системы управления вектором тяги (СУВТ) основного двигателя и дополнительных специальных газодинамических устройств.

Негативным фактором управления БЛА при отклонении струи двигателя является большой радиус поворота траектории вследствие ускорения БЛА, что приводит к возникновению мертвой зоны около охраняемого объекта, в которой нет перехвата цели.

Такой негативный фактор в некоторой степени устраняется в аэрореактивных системах (АРС), где применяются газодинамические органы управления. В таких системах сопло вынесено в крыло или стабилизатор и за счет истекающих струй одновременно обеспечивается отклонение элеронов и управление БЛА по крену в скоростных потоках, приближенных к нулю. Негативным фактором здесь является обязательное применение устройства, регулирующее скорость истечения газа, который обеспечивает необходимое управляющее усилие, и невозможность реактивного управления по тангажу и курсу.

Существует АРС, при которой управление БЛА осуществляется комбинацией классических рулей и реактивных струй, которые истекают параллельно плоскостям рулей. Негативный фактор подобной АРС заключается в невозможности полностью использовать реактивную силу истечения газов для управления БЛА из-за того, что используется не вся сила, а ее проекция, равная 25-50% от располагаемой. Такой фактор не позволяет применять АРС для управления БЛА малых калибров, особенно в случае вертикального старта, для которого необходимы большие реактивные силы, чтобы обеспечить минимальное время склонения и радиус поворота.

Также к моментному склонению относится инжекция жидкости или газа в закритическую часть сопла, применяется крайне редко для рассматриваемого типа БЛА.

При неработающем двигателе в качестве газодинамического устройства склонения применяют импульсную двигательную установку (ИДУ), которая базируется на дополнительных двигательных установках или газогенераторах.

Поперечное управление реализуется с помощью специальных двигательных установок (ДУ), размещенных в центре масс. Причем тяга таких установок значительно выше тяги аналогичных по конструкции устройств для моментного управления.

В отличие от поперечного управления, ДУ моментного управления (в частности, ИДУ) могут использоваться как для стартового разворота, так и для наведения на цель. Основной управляющей силой на участке наведения является аэродинамическая составляющая, вызываемая углом атаки, обеспечиваемым быстрым разворотом корпуса БЛА и поддержанием его в течение необходимого времени. Поэтому высоты применения моментных систем в отличие от ДУ поперечного управления ограничены.

Анализ устройств газодинамического управления показывает, что их использование как при моментном, так и при поперечном управлении усложняет процесс проектирования БЛА. Добавляются задачи расчета тяги, секундного расхода и запаса топлива управляющей ДУ, массы и размеров газодинамических устройств и потребных объемов и размеров отсеков корпуса для их размещения. К тому же процедура решения этих задач усложняется итерационным характером их выполнения в общей структуре задач.

Эксплуатация аэродромного тягача по различным поверхностям

Голиков В.А., Лычкин М.Т., Капитонов М.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Куприков М.Ю.
МАИ, Москва
Fordik08@mail.ru

Тема данной работы посвящена эксплуатации аэродромного тягача (АТ) для буксировки самолетов массой не выше 430 т. Изделие планируется эксплуатировать по бетонному покрытию аэродрома, а также по автомобильным дорогам (АД) общего назначения, в том числе и по грунтовой поверхности. Возможность эксплуатации АТ в указанных условиях определяется, в частности, допустимым уровнем ускорений, возникающих в процессе движения и действующих на конструкцию изделия и на его составные части.

В случае эксплуатации изделия по АД общего назначения дорожные условия эксплуатации по сравнению с аэродромными условиями будут более неблагоприятными, что может ухудшить параметры плавности хода этого тягача. Поэтому, необходимо провести расчеты плавности хода по определению уровня ускорений, воздействующих на агрегат и его составные части при движении по АД общего назначения.

Определяется значение спектральной плотности воздействия микропрофиля покрытия АД. Из наличия многочисленных форм дорожных неровностей, влияющих на плавность хода изделия, выделяются следующие: порог, трапеция, трамплин, прямоугольный выступ, треугольный выступ.

Расчет параметров плавности хода выполняется с применением ПЭВМ. Расчет параметров плавности хода изделия проводится для следующих скоростей движения: 10, 20 и 30 км/ч при движении по дорогам с твердым покрытием; 10, 15 и 20 км/ч при движении по дорогам V категорий. Параметры плавности хода одиночного аэродромного тягача определяются для следующих скоростей движения: 10, 20 и 30 км/ч при движении изделия в процессе преодоления неровности типа "порог"; 10, 15 и 20 км/ч при движении изделия по чередующимся неровностям типа "трапеция". Результаты расчетов параметров плавности хода подтверждают возможность эксплуатации АТ в аэродромных условиях и по АД общего назначения.

Далее определяются значения максимальных уклонов, преодолеваемых изделием с буксируемым самолетом и без него и максимальной скорости буксирования самолета при движении по сухому и влажному бетону. При движении по сухому бетону условиями силы тяги двигателя, величина уклона составляет 3º25'. При движении по влажному бетону условиями сцепления шин колес АТ с поверхностью покрытия дороги величина уклона составляет 1º53'. Максимальная скорость движения изделия с буксируемым самолетом на горизонтальном участке составляет 22,4 км/ч.

По результатам расчетов плавности хода и тягово-динамических характеристик АТ обеспечивает буксировку самолета с массой 430 т с заданными динамическими характеристиками.

1. Ажмегов В.Ф. и др. К вопросу оценки качества подвески автомобиля на основе системного подхода. - Автомобильная промышленность, 1977, №8, с. 14-16.

2. Аксенов П.В. Соотношение поперечной статической и динамической устойчивости автомобиля против опрокидывания. -Автомобильная промышленность, 1972, № 4., с. 26-27.

3. Антонов Д. А. Теория устойчивости движения многоосных автомобилей. - М.: Машиностроение, 1978. - 216 с.

4. Белов Р.В., Осепчугов В.В., Фаробин Я.Е. Проектирование специализированного подвижного состава. - М.: Труды МАДИ, 1979. -111с.

5. Хачатуров А.А. и др. Расчет эксплуатационных параметров движения автомобиля и автопоезда. - Транспорт, М., 1982. - 264 с.

Моделирование конструкции и технологии изготовления изделия «Пилон для установки двигателя»

Головин И.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Бутко А.О.
МАИ, Москва
drifter50@yandex.ru

При проектировании летательного аппарата обычно прорабатываются различные варианты решений расположения двигателей. Каждый из вариантов, являясь результатом компромисса, имеет конкретные недостатки и достоинства. Из них обычно выбирается такой, который с учетом современного состояния науки и техники, назначения самолета, располагаемых возможностей конструкторского бюро, его смежников и заводов-изготовителей представляется конструктору вариантом, обеспечивающим наилучшие показатели самолета.

Тяговая установка ЛА СА-20П состоит из двигателя М-14Х с трехлопастным воздушным винтом типа MTV-9 изменяемого шага, подмоторной рамы, выхлопного коллектора, приводов управления двигателем и агрегатами, а также из систем охлаждения, запуска, топливной и масляной.

Авиационный двигатель М-14Х (рис. 1, п.6)– четырёхтактный, бензиновый, воздушного охлаждения, девятицилиндровый, однорядный со звездообразным расположением цилиндров и карбюраторным смесеобразованием.

Двигатель расположен в мотогондоле в дальней части фюзеляжа, на специально установленном пилоне. Конструкция посредством подмоторной рамы крепится к узлам на наклонном шпангоуте мотогондолы.

В моей работе проведен обзор двигательных установок, используемых на отечественных и зарубежных летательных аппаратах, который позволил изучить специфику эксплуатации самолетов с разными схемами компоновки двигателей, их основные достоинства и недостатки, а также область применения и варианты конструкции. Описанные способы установки двигателей дают представление об общих правилах проектирования простых и сложных гондол и пилонов для их крепления.

Во второй части работы представлен процесс создания параметризованной модели изделия «пилон». Варьируются параметры изделия для оценки изменений конструкции. Создана модель техпроцесса с учетом производимых технологических операций. Описаны модели технологических решений с помощью моделлера Pr_tech. Определен перечень работ, выполняемых при изготовлении изделия. Подготовлены исходные данные для передачи данных в Microsoft Project с помощью программы SPMtoMSP. Переданы ресурсные характеристики в систему Microsoft Project. Сформирован проект, отображающий общую

стоимость работ, финансовые и трудовые затраты на изготовление изделия. В итоге получена комплексная информационная модель изделия.

Благодаря проведенному анализу представленных исходных данных в виде технического описания, чертежей и спецификаций на изделие пилон с гондолой изучены основные характеристики моделируемого объекта и выделены компоненты (детали, узлы), которые вошли в конструкторско-технологическую модель.

Изучение модулей ПМК СПМ позволило выполнить моделирование сборки пилона и создать модель технологического процесса, включающей расчет геометрических параметров объекта. Выполнена параметризация модели корпуса пилона дающая возможность получить варианты реализации изделия с разными техническими характеристиками. В процессе работы с модулем технологического моделирования изучены основные этапы получения технологических решений.

Формирование проекта в системе Microsoft Project на основе комплексной модели изделия пилон с гондолой обеспечивает возможность представления результатов работы в виде таблиц, графиков и сетевых диаграмм. Используемый для передачи данных из ПМК СПМ в систему управления проектами модуль программного интерфейса SPM2MSP позволяет на практике изучить современные инструментальные средства интеграции автоматизированных систем проектирования и продуктов класса Project Management.

Выбор метода проведения расчёта характеристик ПОС лопастей вертолёта

Головина Е.С.
Научный руководитель — к.т.н. Левшонков Н.В.
КНИТУ-КАИ, Казань
Kat-golovina-vav@yandex.ru

Обледенение вертолета в полете – всемирно известная проблема авиации. Оно возникает на обтекаемых частях вертолета при полете в воздухе, содержащем переохлажденные капли воды.

Особенно опасно обледенение лопастей вертолета, так как они несут на себе все основную нагрузку. Вследствие наростов льда на них, увеличивается масса вертолета, ухудшаются подъемная сила и аэродинамические характеристики, снижается управляемость и тд.

Обледенение лопастей вертолета зависит от температуры воздуха, водности (количество переохлажденной воды в единице объема), размере водяных капель, которые соударяются с поверхностью, а также от скорости вертолета и высоты его полета. Многочисленные наблюдения подтверждают, что наиболее интенсивное обледенение несущего винта происходит при температуре от +5° до —10°С.

Следует заметить, что лопасти обледеневают интенсивнее других частей вертолета, так как при вращении проходят большое расстояние в переохлажденной воздушной среде. Интенсивность обледенения возрастает по радиусу лопасти.

Для решения проблемы обледенения, на лопасти вертолетов устанавливаются противообледенительные системы (ПОС). При проектировании системы считают, что она в 99% случаев должна предохранять вертолет от обледенения. Однако точно определение размера защищаемой поверхности лопасти сопряжено с трудностями, обусловленными сложностью аэродинамических винтов, а также возможностью срывов потоков на лопастях. Поэтому при расчете ПОС используют результаты экспериментов и опыт. Как показывает практика, размер зоны отложения льда

≤ 15% от длины хорды профиля.

При проектировании летательного аппарата конструктору необходимо учесть время работы ПОС и необходимые объемы, необходимые для размещения ресурсов для работы системы (например емкости для противообледенительной жидкости или места для размещения специального оборудования), а также потребляемые системой мощность, энергию и топливо. Эффективность различных ПОС определяется прежде всего временем,

затраченным на удаление льда с летательного аппарата. По принципу действия ПОС классифицируются на 3 группы: механические, физико-химические и тепловые. Каждая ПОС имеет свои достоинства и недостатки. На лопастях вертолета чаще всего используются электротепловые ПОС, так как они относительно просты в изготовлении и обслуживании, а также обладают большой эффективностью. При установке ПОС, масса лопасти увеличивается. Поэтому выгодно сформировать эффективную площадь обогрева по месту образования льда, что приведет к весовой эффективности лопасти с ПОС.

Электротепловая ПОС лопастей вертолета исследовалась двумя методиками.

Первый метод (1) используется для расчета удельного теплового потока, уносимого с рабочей поверхности ПОС. Он основан на анализе теплового баланса. Для подсчета задаются определенные параметры, такие как скорость полета, температура воздуха, площадь защищаемой поверхности. Необходимые величины определяются по экспериментальным данным.

Во втором методе (2) расчет основан на законах сохранения массы, энергии и количества движения. Анализ баланса массы проводится с целью вычисления образовавшегося на поверхности летательного аппарата льда. Анализ баланса энергии проводится с целью вычисления количества теплоты, производимого ПОС и уносимого с поверхности летательного аппарата. Анализ законов сохранения количества движения проводится с целью вычисления других необходимых характеристик. Для расчета задаются определенные параметры, такие как время нарастания льда, температура воздуха, площадь защищаемой поверхности, необходимые для моделирования определенных условий полета. Необходимые величины определяются по экспериментальным данным.

Необходимо заметить, что приведенные методы расчета ПОС позволяют нам моделировать различные условия полета.

Расчет обеих формул производится с помощью специальной компьютерной программы. Некоторые параметры задаются в зависимости от требуемых условий расчета. Проанализировав составление двух методов можно заметить, что для расчета (2) потребуется больше данных, что делает данную методику сложнее, поэтому для дальнейшей работы мы будем использовать методику (1).

Также в процессе работы была построена лопасть вертолета в программе NX со встроенной в нее ПОС с целью оптимизации конструкции, что позволило обеспечить наглядность расчетов.

Особенности конструкции несущего винта транспортно-боевого вертолёта Ми-35

Горшков А.С.
Научный руководитель — доцент, к.п.н. Дулин В.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
ya.lexa77755@yandex.ru

Армейский транспортно-боевой вертолет выполнен по одновинтовой схеме с рулевым винтом и двумя газотурбинными двигателями ТВ3-117ВМА. Вертолет предназначен для повышения мобильности подразделений сухопутных войск и обеспечения их огневой поддержкой на поле боя, а также для перевозки различных грузов и транспортирования десанта и раненых. Он может быть использован в боевом, десантном, транспортном и санитарном вариантах. Его можно переоборудовать из одного варианта в другой.

В боевом варианте вертолет предназначен для огневой поддержки действий сухопутных войск на поле боя:

- для уничтожения танков и мотопехоты противника на марше и в районе ее сосредоточения;
- для обеспечения огневого прикрытия высадки тактических вертолетных (самолетных) десантов и поддеряски их действий;

-для содействия наземным войскам в ликвидации очагов сопротивления, в подавлении опорных пунктов и в борьбе с десантами противника.

-для решения указанных задач на вертолете в боевом варианте применения могут быть установлены различные виды вооружения и прицельного оборудования.

Основным органом для создания подъемной силы и тяги является несущий винт. С помощью несущего винта через автомат перекоса производится управление вертолетом относительно продольной и поперечной осей. Несущий винт состоит из пяти лопастей и втулки, укрепленной на валу главного редуктора. Лопасти металлической конструкции крепятся к втулке двумя болтами. Болты выполнены из легированной стали и вставляются в отверстия проушин наконечника лопасти и осевого шарнира втулки. Во время работы лопасти несущего винта при нестационарном нагружении через втулку несущего винта со стороны фюзеляжа могут испытывать большие упругие деформации и напряжения. Это в особенности относится к нештатным и аварийным состояниям (резкие маневры, грубая посадка, взлет с подвижного основания). Для решения таких задач необходимо использовать гидравлический демпфер. Демпфирование колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров осуществляется с помощью гидравлических демпферов. Гидравлические демпферы в отличие от фрикционных имеют более стабильные характеристики.

Конструкция гидравлического демпфера состоит из цилиндра гидродемпфера двумя цапфами установленными в игольчатых подшипниках, смонтированных в кронштейнах, соединенных восемью призонными болтами с фланцами цапфы. В кронштейн ввернуты гайка с масленкой для зашприцовки смазки.

С одной стороны цилиндр гидродемпфера закрывает крышка, которая крепится к нему одиннадцатью болтами. В днище цилиндра и в крышку запрессованы бронзовые втулки, в которых перемещается шток, выполненный как одно целое с поршнем, в средней части которого имеется восемь перепускных клапанов: по четыре с каждой стороны поршня. Поршень снабжен тремя поршневыми кольцами. Перепускной клапан состоит из корпуса , конуса и пружины . Пружина упираясь в гайку, прижимает конус к седлу корпуса. .На резьбовой конец штока навинчивается корпус упора, к которому шестью болтами крепится амортизатор , отстоящий из двух стальных пластин и привулканизированной к ним резины. Амортизатор предназначен для смягчения удара о задний ограничитель вертикального шарнира при раскрутке несущего винта. Корпус упора с помощью серьги соединен с пальцем горизонтального шарнира. На

корпус упора и цилиндр надет чехол , предохраняющий шток гидродемпфера от загрязнений. Уплотнение штока обеспечивается резиновыми кольцами помещенными в расточках цилиндра и крышки между фторопластовыми кольцами. Между крышками и цилиндром находится резиновое уплотнительное кольцо. К крышке крепится стакан, закрывающий открытый конец штока. Проточка через угольник и шланги соединена с компенсационным бачком, закрепленным на верхней части корпуса втулки и предназначенным для пополнения утечки жидкости и отвода пузырьков воздуха (эмульсии) из цилиндра гидродемпфера. Благодаря этому в гидродемпфере не скапливается воздух, а при повышении температуры излишек жидкости свободно перетекает в компенсационный бачок.

За время длительной эксплуатации летательного аппарата, а в частности и этого элемента тоже была выявлена такая неисправность, как полное разрушение элементов гидравлического демпфера, которая препятствующих попаданию продуктов загрязнения на уплотнительные элементы гидравлического демпфера. Эта неисправность существенно сказывается на сроке службы данного элемента. Нами предлагается конструктивная доработка, которая позволит исключить эти неисправности.

Исследование возможности применения электромотора для управления самолётом-амфибией при движении на воде

Дурындин А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Борисов И.В.
ЮФУ, Таганрог
tolyan-duryndin@yandex.ru

Самолет-амфибия – летательный аппарат, способный взлетать и садиться как на землю, так и на водную поверхность. Из-за эксплуатации гидросамолетов на воде, они должны иметь ряд специфичных систем и оборудований на борту, которые не встречаются на обычном самолете: водоруль, якорь (донный и плавающий), буксировочный гак, линемет, багор и др. Использование этих устройств не всегда позволяет достигнуть задач, поставленных перед машиной: поисково-спасательные операции на море, эксплуатация с водных аэродромов.

Рассмотрим некоторые характеристики эксплуатации самолета- амфибии Бе-200ЧС и определим почему использования морского оборудования не всегда эффективно. Развороты и циркуляция в штилевых условиях с использованием разнотяга двигателей при отклоненном водоруле на 35° (максимальный угол отклонения) производится с радиусом 80-100 м [1]. При этом накладываются ограничения на развороты на небольших водных объектах (реки, озера, бухты). Как и любое морское судно, самолет- амфибия подвержен дрейфу. При скорости ветра в 11-12 м/с Бе-200ЧС дрейфует со скоростью 3-4 км/ч. Постановка плавучих якорей уменьшает скорость дрейфа в два раза при этом ось самолета составляет с направлением ветра угол 15°-20° [1]. В связи с этим появляются трудности при проведении спасательных операций, нахождения самолета на короткой стоянке. Для перемещения самолета при выключенных двигателях необходимо использовать катер, что не позволяет использовать машину на слабо подготовленных морских аэродромах.

Для повышения характеристик самолета-амфибии Бе-200ЧС при эксплуатации на воде, предлагается установка в корме выдвижного свободно ориентирующегося электрического двигателя с винтом. Данная система позволит:

уменьшить радиус разворота самолета до 40 метров;

удерживать самолет в заданной точке без использования якорей;

перемещаться самолету Бе-200ЧС при выключенных основных двигателях без использования буксирующего катера;

замедлить движение самолета при включенных двигателях в режиме малого газа при выполнении поисково-спасательных работ на море;

отказаться от использования водоруля.

Подобная система применяется на кораблях, но использование её на самолете накладывает ряд требований:

конструкция должна быть как можно легче и экономичнее;

элементы системы не должны выходить на аэродинамические обводы самолета;

система должна отвечать требуемым характеристикам надежности.

В процессе разработки этого проекта мною была сделана электронная модель-концепт кормовой части самолета Бе-200ЧС с позиционирующим электродвигателем. Штанга с управляющим двигателем выпускается через створки, расположенные на дне в кормовой части лодки. Управление положением системы осуществляется при помощи электродвигателя вычислительного блока, принимающим сигналы от датчиков положения самолета и GPS/Глонасс связью или летчиками из кабины.

Список литературы:

Самолет – амфибия Бе-200ЧС Руководство по летной эксплуатации Книга 1, 2003.

Беспилотный летательный аппарат реактивного старта с изменяемым положением крыла

Ежов А.Д., Платонов И.М.
МАИ, Москва
ezzhov@gmail.com

На сегодняшний день, на рынке БПЛА существует достаточно широкий спектр летательных аппаратов различных классов. Для большинства из них требуются специальные стартовые условия и высококвалифицированный оператор. Подготовка к запуску большинства из таких систем занимает достаточно длительный промежуток времени. В связи с таким результатом остро встает вопрос запуска летательного аппарата в полевых условиях в кратчайшие сроки. В зависимости от класса аппарата, для взлета может потребоваться специально оборудованная взлетно-посадочная полоса, специальная катапульта, или устройство типа «рогатка».

Во всех перечисленных случаях, помимо самого летательного аппарата, также необходимо транспортировать с собой «стартовый стол» и для пуска затрачивать время на его монтаж.

Сегмент широко используемых легких аппаратов занят классом дронов мультироторных схем, автономность и продолжительность полета которых сильно ограничена наличием источника питания на борту.

В данной работе предлагается проект легкого беспилотного летательного аппарата (массой до 250 г), с изменяемым положением несущего крыла и ракетным стартом. При низкой массе и компактной форме конструкции, возникает возможность производить запуск БПЛА из переносной мобильной установки с дистанционным управлением момента старта.

Наличие легкого переносного стартового устройства для беспилотного летательного аппарата может значительно снизить время от начала развертывания комплекса до момента получения информации с БПЛА. Данный подход может положительно реализовываться при проведении поисково-спасательных операций, геолого-разведывательных работ и мониторинга местности.

Программно-информационная система автоматизированного проектирования мультикоптеров

Ермольев В.И., Доронин М.И., Тавицкий В.А.
Научный руководитель — Калягин М.Ю.
МАИ, Москва
slavaman.97@mail.ru

Востребованность программ расчета летно-технических характеристик мультироторных беспилотных летательных аппаратов в наши дни обусловлена расширением сферы применения таких аппаратов как в гражданской, так и в военной отраслях. Предлагаемые решения имеют ряд недостатков, так как они позволяют оценить характеристики отдельно взятого аппарата с заданным типом двигательной установки и воздушного винта, но ограничивают пользователю выбор альтернативных проектных вариантов, а также имеют довольно малые или устаревшие базы данных винтомоторных групп. В связи с этим, СКБ 602 МАИ разработало программно-информационную систему автоматизированного проектирования мультироторных летательных аппаратов, позволяющая осуществлять:

- Проектирования мультикоптера под заданную полезную нагрузку и стартовую массу;
- Анализ рациональной конфигурации;
- Возможность расчета летно-технических данных по заданным пользователем характеристикам;

- Оптимизация полетного времени летательного аппарата под заданную стартовую массу;
- Получение 3D моделей деталей силового каркаса, проектируемого беспилотного летательного аппарата.

Программно-информационная система автоматизированного проектирования мультикоптеров состоит из:

- Интерфейса пользователя;
- Алгоритмов проектирования беспилотного летательного аппарата под заданные ограничения;
- Базы данных с характеристиками винтомоторных групп и аккумуляторных батарей;
- Наборы 3D моделей воздушных винтов, электродвигателей, регуляторов хода, параметризованных 3D моделей силового каркаса.

Пользователь программы самостоятельно осуществляет генерацию 3D моделей сборки БЛА путём использования системы трёхмерного моделирования SolidWorks с помощью уже сформированных в программно-информационной САПР 3D моделей отдельных элементов БЛА.

Для выявления разброса между характеристиками винтомоторных групп, предоставленных в спецификациях производителя, и реальными показателями были проведены испытания с помощью винтового прибора, созданного в СКБ 602 МАИ. В ходе вышеуказанных испытаний был выявлен разброс характеристик в диапазоне от 5 до 20%.

С целью повышения точности вычислений ведётся снятие характеристик для используемых в программно-информационной САПР винтомоторных групп. Сравнение результатов расчета стартовой массы и продолжительности полета, полученных в системе автоматизированного проектирования, дает разброс по массе и продолжительности полета в 10%. Кроме этого, ведутся работы по расширению библиотек статистики винтомоторных групп.

Ультразвук и его применение для очистки элементов конструкции ракет

Замасковцев С.А.
Научный руководитель — Прусова О.Л.
ОмГТУ, Омск
stanislaw.zamaskovtsev@yandex.

Одной из проблем, с которой сталкиваются на производстве ракетно-космической и авиационной техники, – это как избавиться от смазки и других загрязнений перед процессом сварки. Избавляться от смазки необходимо, поскольку она ухудшает качество сварного шва из-за нарушения электрического контакта, что, в свою очередь, приводит к разбрызгиванию металла, колебаниям величины сварочного тока, прерыванию дуги.

Под действием ультразвука загрязнения и смазка размягчаются по составу и смываются с помощью моющей среды, в которой происходит ультразвуковая очистка.[1]

Исследования в области применения ультразвука для интенсификации процесса очистки, показали высокую эффективность этой технологии и в значительной степени раскрыли ее потенциальные возможности. Выявим, от каких загрязнений необходимо очищать поверхности в авиаракетной промышленности.

Одним из факторов, для определения условия очистки деталей, являются эксплуатационные и технологические загрязнения.

К технологическим загрязнениям относятся образовавшиеся при изготовлении, ремонте и сборке деталей. Их сложность зависит от технологических процессов, уровня культуры производства и прочее.

К эксплуатационным относятся загрязнения, которые образуются в процессе эксплуатации на деталях. Например, при сгорании топлива на деталях образуются альдегиды, кетоны, эфиры, карбоновые и другие кислоты и кислотосодержащие продукты.

Очистка деталей может состоять из стадий, зависящих от загрязнений, которые отличаются адгезией к металлической поверхности, своим составом, прочностью. Особенно сложно производить очистку деталей, участвующих в процессе топливной подачи, так как эти детали зачастую имеют сложную конструкцию и высокие требования к качеству очистки, а при эксплуатации на них образуются трудноудаляемые загрязнения, такие как нагар и лаковые отложения. Появление последних можно объяснить следующим: продукты окисления образуют высокомолекулярные соединения, накапливающиеся на поверхностях деталей в виде тонкой лакообразной пленки, удерживающей на своей поверхности углеродистые частицы сгоревшего топлива и масла и обладающей большой липкостью. [2]

Теперь ознакомимся с природой ультразвука. Ультразвук является упругой волной. Ультразвуковые волны по своей природе происхождения не отличаются от инфразвуковых волн, а также волн слышимого диапазона.

Ультразвук распространяется по основным законам:

1. закон отражения,
2. закон дифракции и рассеяния,
3. закон преломления,
4. законы волноводного распространения.

Ультразвуковые частоты разделяются на три области:

1. Низкие (1,5-10)·105 Гц;
2. Средние 105-107 Гц;
3. Высокие 107-109 Гц.

Ультразвуковые волны отличаются от звуковых длиной и частотой. Например, в различных средах для ультразвука высокой частоты характерны такие длины:

1. В воздухе 3,4·10-3..3,4·10-5 см;
2. В стали 1·10-2..1·10-4 см;
3. В воде 1,5·10-2..1,5·10-4 см.

Отличия в длинах волн можно объяснить тем, что ультразвуковые волны в каждой среде различаются по скорости распространения.

Одной из особенностей ультразвука является получение высоких значений интенсивности при небольших амплитудах колебания, так как при малой амплитуде интенсивность прямо пропорциональна квадрату частоты.

Для создания ультразвуковых волн используют два вида преобразователей.

Пьезоэлектронный преобразователь способен производить высокочастотные колебания. Он сразу переводит электрическую энергию в механическую, поэтому не сильно нагревается при работе. По этой причине в настоящее время, в основном, используют пьезогенераторы. Если рассмотреть магнитострикционный преобразователь, то при переводе электрической энергии в механическую он делает двойной переход: из электрической в магнитную, и из магнитной – в механическую. В процессе переходов теряется энергия, из-за чего снижается КПД устройства. [3]

Размеры излучателей, их форма и расположение определяется расчётами.

В дальнейших работах будут рассмотрены процессы, сопровождающие ультразвуковую очистку. В заключение данной работы можно сказать, что благодаря применению ультразвукового воздействия можно добиться более качественной очистки поверхности.

Библиографический список

1. Махнев М. И., Жаров Л. Ф., Лебедев Н. М., Жирнова Т. И. Освоение технологии производства сварочной проволоки с ультразвуковой очисткой поверхности от остатков технологической смазки // Сталь. – 2010. – №7. – С. 93-95.

2. Илюхин А.В., Колбасин А.М., Цепкин П.А. Методы ультразвуковой очистки деталей в условиях основного и ремонтного производства // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ». – 2013. – № 3.

3. Медведев А. Ультразвуковая очистка. Теория и практика // Схемотехника. – 2001. – № 9 (11). – С. 36-39.

Разработка методики аттестации для испытательного стенда для градуировки приемников полного и статического давления

Зигангиров А.Н., Кунавин А.М.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Афанасьев В.А.
МАИ, Москва
azigangirov@mail.ru

На базе МАИ (НИУ), кафедры 207 «Метрология, стандартизация, сертификация» ведется НИР по теме «Теоретические исследования, конструкторские разработки в обеспечении модернизации существующих двигателей и формирования облика перспективных двигателей». В результате которого был создан проект испытательного стенда для градуировки приемников полного и статического давления.

В результате была разработана уникальная программа и методика аттестации испытательного стенда на базе ГОСТ РВ 0008-002-2013, в основу которой лег точный и эргономичный подбор комплектующих и средств измерений, а также разработка и создание системы координатного позиционирования приемников давления, и автоматической системы измерения и хранения информации:

Высокоточные датчики и комплектующие:

- Датчики избыточного и абсолютного давления Корунд-ДИ/ДА-001, сигнал с датчиков от 4 до 20 мА, основная погрешность ± 0,15 %;
- Термосопротивление ДТС 125Л-100М.0,5.60И, сигнал с датчика от 4 до 20 мА, основная погрешность ± 0,15 %;
- Расходомер воздуха Эмис-ТЭРА-280, сигнал с датчиков от 4 до 20 мА, основная погрешность ±2 %;
- Энкодеры системы позиционирования цифровой сигнал протокол RS232, точность позиционирования ±0,5 мм для линейного перемещения и ± 0,5° для углового.
- Координатное устройство позволяет плавно, перемещать приемное отверстие исследуемого приемника в пределах рабочей части АТ, позиционировать его на геометрической оси сопла и изменять угол между вектором скорости потока и осью приемного отверстия в диапазоне от минус 45° до +45° в тангенциальной и меридиональной плоскостях. Линейное перемещение и позиционирование с дискретностью не более 1 мм и погрешностью ±0,5 мм,

Преимущество создаваемого стенда перед существующими зарубежными и отечественными аналогами в использовании передовых технологий, и стандартов.

Разработанный стенд может быть использован для градуировки различных измерительных систем разрабатываемых и используемых для измерения полных и статических давлений в широком диапазоне скоростей набегающего газового потока, а также для подтверждения результатов математического моделирования спектра обтекания воздушным потоком новых конструкций приемников давлений.

Применение модели тела переменной плотности на этапах проектирования силовой схемы фюзеляжа самолёта в зоне комбинации вырезов

Камалиева Р.Н.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Болдырев А.В.
СНИУ им. С.П. Королёва, Самара
kam.rn@yandex.ru

С развитием вычислительной техники, рациональные решения, связанные с выбором силовых схем агрегатов летательных аппаратов, стало возможным принимать на основе результатов расчета математических моделей методом конечных элементов. Более детальное исследование объекта проектирования проводится на стадии поверочных расчетов и, в таком случае, устранение недостатков в конструкции на завершающих этапах проектирования

требует значительных затрат. Современные методы проектирования конструкций самолетов все чаще используют различные алгоритмы оптимизации топологии конструкций для снижения массы и повышения эффективности силовой работы изделий.

Рассматривается задача проектирования силовой схемы фюзеляжа самолета в зоне комбинации вырезов. Используется поход, основанный на оптимизации деформируемого твердого тела переменной плотности. Идея заключается в том, что непрерывное трехмерное тело, называемое континуальной моделью [1], потенциально содержит внутри себя все возможные силовые схемы. Оптимизация распределение материала в континуальной модели по алгоритму [2] позволяет получить теоретически оптимальную конструкцию (ТОК), которая представляет собой наилучшую силовую схему, образованную сгустками материала внутри геометрических ограничений конечно-элементной модели. На основе интерпретации силовой работы ТОК с учетом конструктивных и технологических требований выбирается количество и тип силовых элементов, их расположение в пространстве и способы соединения между собой [3].

В работе [4] исследована зависимость геометрических параметров вырезов и весовой эффективности силовой схемы фюзеляжа. Один большой вырез в конструкции менее выгоден в весовом соотношении по сравнению с двумя вырезами, дающими ту же площадь вырезанного материала. Силовой набор окантовки комбинации вырезов можно объединить единой рамой, достигнув при этом высокого показателя весовой эффективности благодаря учету совместной работы силовой схемы.

На первом этапе исследования разработана модель фюзеляжа радиусом 1500 мм и длинной 10000 мм с дверным вырезом (КЭМ №1), содержащая регулярный силовой набор (шпангоуты, высотой 75 мм с поясами) и тело переменной плотности со свойствами изотропного материала, разделенного на восемь слоев конечных элементов типа Solid. Объемные элементы вписаны в геометрические ограничения модели и занимают пространство вокруг большого выреза. Модель нагружается внутренним давлением 0,15 МПа. Далее рассмотрена конечно-элементная модель, реализующая случай комбинации вырезов (КЭМ №2). В исходную КЭМ №1 добавлен равный по площади вырез, расположенный рядом на расстоянии 500 мм от первоначального.

Для оценки результатов оптимизации используется коэффициент концентрации напряжений Kσ, по значению которого принято оценивать прочность конструкции. Этот коэффициент определяется отношением максимальных напряжений, действующих в зоне выреза к напряжениям, действующих в регуляторной зоне конструкции. В качестве критерия весовой эффективности окантовки выреза в оболочке применяется коэффициент Km – отношение теоретически необходимой дополнительной массы материала для компенсации выреза к массе вырезанного материала [5].

Результаты оптимизации двух моделей показали, что коэффициенты концентрации напряжений в полученных ТОК остаются значительно высокими при низких значениях коэффициентов вложенной массы. Однако, коэффициенты весовой эффективности для обоих случаев имеют практически одинаковые значения, тогда как общая площадь вырезанного материала для второго случая выросла в два раза. Таким образом, оптимизация континуальной модели с учетом комбинации вырезов в рассматриваемой конструкции потенциально позволит повысить весовую эффективность силовой схемы фюзеляжа и сформировать ряд принципиально новых конструктивных решений для различных комбинаций вырезов.

Литература.

1 Комаров, В. А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций [Текст]/В. А. Комаров// Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – М.: Машиностроение, 1984. – С. 114 – 129.

2 Болдырев, А. В. Разработка методов проектирования силовых авиационных конструкций на основе моделей деформируемого твердого тела переменной плотности [Текст]: дисс, д-ра. тех. наук: 05.07.02: защищена 5.10.2012/ Болдырев Андрей Вячеславович. – Самара: СГАУ, 2012. – 248 с.

3 Комаров, В. А. Повышение жёсткости конструкций топологическими средствами [Текст]/ В. А. Комаров// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. – 2003. – №1(3). – С. 24 – 37.

4 Болдырев, А. В. Развитие методики проектирования силовых схем авиационных конструкций с использованием модели тела переменной плотности [Текст]/ А. В. Болдырев, М. В. Павельчук // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2013. – №6(3). – С. 603 – 606.

5 Комаров, В. А. Рациональное проектирование силовых схем авиационных конструкций [Текст]: дисс, д-ра тех. наук: / Комаров Валерий Андреевич. – Куйбышев: КуАИ, 1974. – 330 с.

Расчёт напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке, при статическом воздействии ветра

Каргаев М.В., Мироненко Л.А.
АО «МВЗ им. М. Л. Миля», Москва
kargaev_mv@mail.ru

Во время эксплуатации винтокрылые аппараты нередко подвергаются воздействию ветровых нагрузок разной интенсивности, способных приводить к повреждениям лопастей несущего и рулевого винтов вертолёта, препятствующих возможности их дальнейшей эксплуатации. Связанные с ними единой силовой схемой агрегаты автомата перекоса и втулок также повреждаются. Для лопастей несущего винта возможны случаи: изгиба лонжерона с появлением остаточных деформаций, вплоть до его разрушения; появления гофров на хвостовых отсеках; касания лопастью земли или хвостовой балки вертолёта. Указанные явления оказываются возможными из-за малой собственной жёсткости лопастей несущего винта, что делает их весьма чувствительными к ветровому нагружению. Конструкторам при проектировании винтокрылых летательных аппаратов необходимо принимать меры по обеспечению защиты от воздействий ветрового потока.

Согласно пункту 29.675 b рекомендательного циркуляра АС 29-2С, в котором даются процедуры определения соответствия требованиям норм лётной годности АП-29, при проектировании несущей системы необходимо избегать перегрузок упоров и лопастей в условиях порывов ветра на стоянке или потока от несущего винта близко выруливающего винтокрылого аппарата.

В настоящей работе предлагается методика расчёта изгибных напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке в условиях штормового ветра. Она состоит в определении положений точек упругой оси, идеализированной модели лопасти. Эти положения полностью определяют форму деформаций, а следовательно, и величину действующих в лопасти изгибных напряжений. Исходное уравнение статической устойчивости лопасти при ветровом нагружении, в линейной постановке, методом Галеркина, приводится к уравнению относительно неизвестного коэффициента деформации. Который определяется при условии пренебрежения дополнительными аэродинамическими нагрузками, обусловленными упругими деформациями лопасти и с их учётом. Из сравнения полученных соотношений определён коэффициент увеличения нагрузки, на основе которого построено решение, позволяющее избегать необходимости прямого интегрирования исходного уравнения. Уравнения даны в виде, удобном для численного определения положений точек упругой оси лопасти, углов наклона, изгибающих моментов (напряжений). Приведены результаты расчётов, проделанные для лопастей несущего винта вертолёта Ми-8. Показано, что учёт упругости вносит существенные изменения в картину распределения изгибающих моментов (напряжений) по углу азимутального положения лопасти, определяющего направление её обдува.

Анализ и выбор компоновки для перспективной гражданской и военно-транспортной авиации (ГА и ВТА)

Кипиченко Д.О.
Научный руководитель — Шавелкин Д.С.
МАИ, Москва
egoimper@mail.ru

Разработка новой компоновки и нового облика самолёта имеет большое значение для авиации будущего. Современные типовые схемы ЛА уже практически достигли пределов возможностей для модификации.

Несомненным преимуществом создания нового самолёта типовой схемы является то, что физические явления, связанные с самолётом, практически полностью изучены, а методики расчёта и сертификации отработаны. Авиапромышленность достигает выигрыша в эффективности (в случае транспортной авиации - топливной) за счёт улучшения и оптимизации конструкции самолёта: выигрыш в 5% считается успехом.

Исследование различных компоновок может привести к созданию самолёта с характеристиками, значительно превышающими характеристики самолётов с традиционной схемой.

В данной работе будет проведён анализ и сравнение пяти различных схем ЛА:

- «Традиционная схема» - классический типовой гражданский самолет
- «Самолет с ламинаризацией потока вдоль фюзеляжа» или самолет с ламинарным обтеканием фюзеляжа
- «Эллиптический фюзеляж» - самолет, имеющий в регулярном боковом сечении форму эллипса
- «Летающее крыло»
- «Интегральный самолет» - самолет с несущим фюзеляжем, созданный по интегральной схеме.

Также оценены достоинства и недостатки самолетов, выполненные по разным схемам.

Анализ аэродинамической схемы самолета.

В данном разделе приведены результаты исследования и сравнительного анализа следующих вариантов:

- - самолет традиционной схемы – вариант 1;
- - самолет интегральной схемы – вариант 2;
- - самолет с фюзеляжем эллиптической формы – вариант 3;
- - самолет схемы «летающее крыло» - вариант 4;
- - самолет с ламинаризацией потока у фюзеляжа – вариант 5.

Все рассматриваемые варианты имеют одинаковую вместимость в экономическом классе. Размах крыла у всех вариантов одинаков.

Все варианты обладают одинаковым типом силовой установки: ТРДД (Турбореактивный Двигатель Двухконтурный) с высокой степенью двухконтурности.

Размеры пассажирских кресел, ширина продольных проходов, номенклатура самолетного оборудования, а также пассажирского оборудования, устанавливаемого в салоне, объемы грузовых отсеков одинаковые для всех вариантов.

Сравнение всех вариантов проводилось при одинаковом взлетном весе Go = 85 т, одинаковой коммерческой нагрузке, соответствующей перевозке 210 пассажиров, и условии установки на самолетах одинаковых двигателей. В принятых условиях сравнения можно оценить отличия в размахе, площади основной трапеции и характеристиках самолетов, вызванные только различием в схемных решениях компоновки самолетов. Основными факторами, влияющими на техническое совершенство рассматриваемых самолетов в принятых условиях сравнения, будут являться аэродинамическое качество компоновки и вес снаряженного самолета. При наилучших сочетаниях этих параметров будет обеспечена наибольшая дальность полета. Схема самолета с наибольшей дальностью полета будет обладать в данной постановке наилучшим техническим уровнем.

Анализ проблем формирования облика многоцелевого беспилотного летательного аппарата с большой дальностью полёта

Конюхов И.К.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Гусейнов А.Б.
МАИ, Москва
ivan133@post.ru

В данной работе исследуются возможности, проблемы и перспективы создания многоцелевого беспилотного (дистанционно-пилотируемого) боевого комплекса с межконтинентальной дальностью и большой продолжительностью полёта.

В настоящее время в нашей стране и за рубежом ведётся разработка тяжёлых дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) разведывательного назначения, обеспечивающих решение сложных оперативно-тактических и, до некоторой степени, стратегических задач. Ряд из них (RQ-4, RQ-180, RQ-1) состоит на вооружении и применялся в боевых условиях. Они характеризуются относительно низкой дозвуковой скоростью и способны держаться в воздухе более суток, обеспечивая не только ведение разведки в рамках заранее поставленной задачи, но и длительное наблюдение за обстановкой. На отдельных типах ДПЛА (MQ-1) предусмотрена установка управляемых средств поражения, что обеспечивает им ударные возможности, недоступные пилотируемым летательным аппаратам, например, способность поражать малоразмерные подвижные цели после длительного барражирования в условиях неопределённости времени их появления в заданном квадрате.

Также ведутся экспериментальные работы по беспилотным боевым комплексам (ББК). Они не обладают большой продолжительностью полёта, присущей разведывательным ДПЛА, однако лучше приспособлены к решению ударных задач в условиях активного противодействия противника. Для них характерна высокая околозвуковая скорость полёта, внутреннее размещение вооружения и малоотражающая форма внешнего облика.

Высокая стоимость и техническая сложность самолётов Дальней авиации (Ту-95, Ту-142, ПАК ДА) существенно ограничивает численность их парка и количество мест базирования, что повышает уязвимость стратегической авиационной группировки в целом. Это обуславливает необходимость их дополнения и частичной замены стратегическим беспилотными авиационными комплексами. Однако в настоящее время наиболее крупноразмерный разведывательный ДПЛА RQ-4 GlobalHawk (США) обладает максимальной дальностью полёта 22000 км при отсутствии боевой нагрузки и неспособности работать в условиях сильного противодействия ПВО противника. Проект российского ББК «Скат», отличающийся от зарубежных аналогов существенно большей размерностью, имеет расчётную дальность 4000 км при боевом радиусе действия 1200 км. Очевидно, что подобные параметры не позволяют решать весь спектр стратегических задач, стоящих перед вооружёнными силами, ибо для этого дальность полёта должна быть сопоставима с пилотируемыми дальними ракетоносцами, то есть порядка 12000…15000 км при возможностях полезной нагрузки, обеспечивающих выполнение стратегических ударных операций. При глубоко дозвуковой крейсерской скорости время нахождения в воздухе такого гипотетического аппарата составит не менее суток, что при слабом противодействии противника позволит решать и оперативно-тактические задачи, сейчас возлагаемые на ДПЛА с большой продолжительностью полёта.

Однако многозадачность создаёт проблему выбора рациональной размерности и грузоподъёмности аппарата, а также связанный с ней вопрос о характеристиках целевой нагрузки, прежде всего, дальности автономного полёта авиационных средств поражения. В конечном итоге должен быть получен аппарат, который мог бы с заданным нарядом и

боевой эффективностью решать стратегические задачи и при этом быть экономически эффективным при решении оперативно-тактических и возможно гражданских задач.

При проектировании большинства современных тяжёлых разведывательных ДПЛА и ББК к разработке принимается в основном аэродинамическая схема «летающее крыло». Это можно объяснить не только её весовыми и аэродинамическими преимуществами, но и тем, что данной схеме присуща малая заметность радиолокационным средствам обнаружения, а также широкие (по сравнению с «нормальной» схемой) возможности по снижению тепловой и акустической заметности. В данной работе исследованы конкретные варианты реализации данной схемы, её преимущества и недостатки. Сформирована матрица проектных решений тяжёлого беспилотного ЛА схемы «летающее крыло». Разработка такого аппарата подразумевает решение задачи многокритериальной оптимизации его внешнего облика по критериям максимума дальности (через максимизацию аэродинамического качества) и максимума эффективности (через минимизацию заметности в радиолокационном диапазоне длин волн). Для её осуществления необходимо выделить и формализовать отдельные параметры внешнего облика, вариацией коих в дальнейшем и будет находиться оптимальное решение. Показан пример такой параметризации для профиля и формы крыла в плане.

Концепт сверхзвукового административного самолёта

Кузнецов С.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Фомичёва О.А.
ТулГУ, Тула
su-30mki.ru@yandex.ru

По долгу службы Президент РФ часто совершает перелёты. Полёты не всегда проходят над территорией дружественного государства. Логично, что «борт №1» должен иметь средства, обеспечивающие безопасность главы государства. Это и радиоэлектронные компоненты летательного аппарата, и средства поражения на случай внештатной боевой ситуации. Сейчас президентский борт охраняется в воздухе боевыми самолётами, пилотируемыми ассами специального звена прикрытия. С земли от атак террористов (например, при помощи ПЗРК) самолёт прикрывают службы и комплексы системы ПВО.

А история Специального лётного отряда «Россия» берёт своё начало в 1956 году. Тогда он носил название Авиаотряд особого назначения. До этого руководители страны пользовались авиапарком ВВС. В состав созданного авиаотряда вошли такие самолёты, как Ил-18, Ту-104 и огромный Ту-114. Позже руководители СССР летали на Ил-62М, и, наконец, при Ельцине в авиаотряде появился знаменитый президентский Ил-96-300. И по сей день глава государства летает на аппарате этого типа, правда оборудованном по последнему слову техники. По объективным причинам официальных данных касательно средств электронной борьбы, бортовых комплексов и средств поражения «борта №1» нет.

В данной работе представлен концепт нового малогабаритного сверхзвукового административного самолёта. Он предназначен для комфортабельной перевозки восьми человек. Областью применения ЛА с предлагаемым вооружением является безопасная комфортабельная перевозка пассажиров, в том числе над территорией враждебного и потенциального враждебного государства, на сверхзвуковых скоростях.

При проектировании ЛА решены следующие задачи:

-уменьшение шума от самолёта, летящего на сверхзвуке;

-комфортабельная перевозка пассажиров на скорости M>1;

-компоновка самолета с учётом разницы между взлётно-посадочной скоростью и скоростью полёта на сверхзвуковых режимах;

-оборонительные возможности в случае нападения в воздухе;

-представительный облик ЛА.

Следующие особенности летательного аппарата отличают его от предшественников. Самолёт обеспечивает комфортабельную безопасную перевозку пассажиров на сверхзвуковой скорости. «Сплющенная» сверху и снизу форма ЛА позволяет увеличить

подъёмную силу и предоставляет дополнительный объем для размещения средств поражения и топливных баков. Изменяемая геометрия крыла позволяет варьировать скорость с взлётно-посадочной до сверхзвуковой без заметного ущерба подъемной силе. Расчёт центра масс самолёта и места установки крыла производился с учётом взлета и посадки при малом угле атаки, что, в свою очередь, решает проблему обзора ВПП из кабины сверхзвуковых самолётов. Механизация крыла включает в себя отклоняемые щелевые предкрылки, элероны, трехщелевые закрылки и интерцепторы. Цельноповоротное хвостовое оперение, горизонтальное и вертикальное, позволяет увеличить маневренность ЛА. Предполагается использовать горизонтальное хвостовое оперение в качестве тормозных плоскостей при пробеге.

На самолёте установлено оборудование, позволяющее использовать его в качестве ВКП. В хвостовой части установлен отсек с тормозным парашютом для уменьшения длины пробега. Грязеотбойный щиток позволяет минимизировать попадание песка и пыли с ВПП в двигатель. Так же для этих целей в канале ВЗ установлена выдвигающаяся при взлёте и посадке защитная решетка. Самолёт оборудован системой дозаправки в воздухе типа шланг-конус. РЛС с АФАР позволяет обнаруживать воздушные, наземные и надводные объекты и одновременно сопровождать несколько целей.

Самолёт оборудован станцией постановки инфракрасных помех и ложных тепловых целей. Многократно дублируемые бортовой компьютер и линии электропроводки позволяют свести к минимуму возможность внештатной ситуации даже при поражении нескольких линий одновременно. Дублирующая проводка проложена на максимальном расстоянии друг от друга. Для обороны во внештатной боевой ситуации на ЛА установлены ракеты класса воздух-воздух, либо воздух-поверхность. Средства поражения размещены в закрытых отсеках в наплывах крыла.

Комфортабельность перевозки достигается за счёт удалённости пассажирского салона от двигателей и использования звукоизоляционных материалов. Вход в кабину пилотов может осуществляться как через нишу основной опоры шасси, так и при помощи двери-трапа по левому борту; в пассажирский салон через указанную выше боковую дверь.

В случае аварии происходит катапультирование пилотов при помощи катапультных кресел К-36ДМ; носовая и хвостовая части фюзеляжа с крыльями, а так же наплывы с отсеками вооружения и топливной системой отстреливаются от пассажирского салона и последний спускается на землю при помощи многокупольной парашютной системы;

На летательном аппарате предполагается установить два ТРДД типа НК-32.

Таким образом, представляется концепт представительского сверхзвукового административного летательного аппарата, обладающего оборонительными возможностями ракетного оружия, безопасностью и имеющего, также, военный потенциал.

Разработка стенда для градуировки приемников давления и методики и программы проведения испытаний

Кунавин А.М., Зигангиров А.Н.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Афанасьев В.А.
МАИ, Москва
am200641@gmail.com

Принцип инновационного подхода к улучшению технологического процесса проведения испытаний - залог устойчивого развития российской аэрокосмической промышленности. Данный подход заключается – в современной наземной испытательной базе. Концепция устойчивого развития в испытаниях подразумевает, что спектр этих идей должен включать в себя, в качестве неотъемлемой составляющей – испытательную компоненту, которая должна обеспечивать правильное использование подобранных испытательного оборудования, современных средств измерений, четко выверенных алгоритмов проведения испытаний.

Низкие показатели отечественного авиапрома в сегменте гражданского авиастроения обусловлены, в первую очередь, длительностью цикла разработки и вывода на рынок новых типов воздушных судов, недостаточным уровнем технико-эксплуатационных характеристик в условиях высокой конкуренции, слабым развитием системы послепродажного обслуживания, устаревшими испытательными стендами, а также недостаточно эффективным продвижением продукции и услуг.

На базе создания аэродинамической трубы для градуировки приемников давления и скоса потока, предлагается разработанная программа и методика испытаний (ПМИ), на основе военного стандарта ГОСТ РВ 15.211- 2002. Этот стенд представляет из себя аэродинамическую трубу со специально разработанным высокоточным устройством позиционирования для закрепления приемника давления (с погрешностью 0.5°), контроллером, высокоточной цифровой системой отображения результатов и системой наблюдения за ходом проведения испытаний.

Описанный выше стенд разработан и сконструирован на базе современных технологий и средств измерений.

Разработанная мною ПМИ будет способствовать устойчивому развитию в сфере испытаний, а также поможет повысить точность проведения испытаний и конкурентоспособность Московского Авиационного Института (МАИ).

К вопросу о влиянии факторов неопределенности на облик самолета

Лаушин Д.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Клягин В.А.
МАИ, Москва
laushin.d@yandex.ru

Данная работа посвящена решению актуальной задачи, встающей перед разработчиками новой авиационной техники – формированию облика самолета с учетом количественно обоснованных запасов на незнание некоторых величин в целях гарантированного выполнения технического задания.

В настоящее время подобные запасы на аэродинамические и весовые характеристики часто принимаются без должного обоснования. Это может привести к снижению летно-технических характеристик изделия, а иногда к невыполнению требований ТТЗ.

Для решения поставленной задачи предлагается новый подход, заключающийся в определении вероятности реализации заданных летных характеристик с количественным учетом факторов риска – величин, неточность определения которых на ранних этапах проектирования может существенно повлиять на результаты при последующих этапах. Факторы риска задаются в виде законов распределения на принятых диапазонах их значений.

Решению данной проблемы посвящено большое количество работ. Анализ этих работ показал, что существующие методики не позволяют в полной мере учитывать распределение вероятности параметров самолета (массы агрегатов, аэродинамическое сопротивление и др.). Таким образом, на сегодняшний день отсутствует комплексная методика, позволяющая учитывать влияние неопределенности весовых, аэродинамических характеристик и характеристик силовой установки на облик проектируемого самолета.

В работе предложено на этапе внешнего проектирования проверять реализуемость ТТЗ с комплексным учетом факторов риска, таких как весовые, аэродинамические и характеристики силовой установки. Идентификация рисков происходит на основе статистических данных, а так же методом экспертных оценок, т.е. используя опыт специалистов подразделений КБ, участвующих в проектировании не одного поколения АК. Для формирования облика необходимо выявить первичные факторы риска – те факторы, взаимовлияние которых незначительно, и которые нельзя определить достаточно точно на раннем этапе проектирования.

Повышение точности обработки соосных отверстий нежёстких корпусных деталей

Лобанов А.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Петухов С.Л.
Московский политехнический университет, Москва
alexan2r@rambler.ru

Важным направлением развития современной авиационной техники является ужесточение технических характеристик агрегата.

Основным показателем высокооборотных роторных агрегатов является минимальная величина зазора статор-ротор, который определяется по результатам размерного анализа агрегата и обеспечивается технологическими процессами обработки и сборки. При этом наиболее проблемным является минимизация отклонений формы и взаимного положения функциональных поверхностей деталей. Важным резервом повышения точности обработки деталей агрегата является совершенствование технологической оснастки.

Объектом исследования выбрана крышка генератора переменного тока функциональными поверхностями которой являются отверстия под подшипник и статор к взаимному положению которых предъявляются жесткие требования по отклонению от соосности. Дополнительной трудностью является то, что наружная поверхность корпуса представляет собой сочетание сложных пространственных форм и характеризуется невысокой по углу поворота жесткостью, что существенно осложняет базирование и закрепление детали на операции одновременной расточки этих отверстий.

В работе предложена схема, конструктивное решение и алгоритм работы модуля-спутника. Закрепление детали в приспособлении предполагает предварительный замер ее жесткостной характеристики по углу поворота, что позволяет сформировать уравновешенную схему сил закрепления, создаваемых рабочим контуром и стабилизируемых контрольно-диагностической системой и тем самым повысить точность обработки.

Таким образом в работе рассмотрено техническое решение, позволяющее существенно повысить точность формы и взаимного положения соосных отверстий нежестких корпусных деталей сложной формы в условиях серийного производства.

Иновационные подходы к разработке легкого пилотажного самолёта

Лукацкий Е.Д.
Научный руководитель — Кудряшов И.А.
МГУ, Москва; Киев, Украина
evgeniy.lukatsky@gmail.com

Спортивно-пилотажный самолет – сложный технический объект, при разработке которого приходится объединять такие несовместимые понятия как легкость конструкции и высокие эксплуатационные перегрузки, хорошая эргономика кабины и высокие летно-технические характеристики. Учитывая рыночную экономику, особое внимание нужно уделять цене самолета и стоимости эксплуатации [1].

В связи с высоким развитием композитных материалов, в том числе и углепластиков, наличием в МГУ собственного производителя композиционных материалов наиболее выгодным, на первый взгляд, кажется создание легкого спортивного самолета, построенного по конструктивной схеме «монокок». Однако стоит заметить, что данная схема, имея неоспоримые преимущества для легких самолетов, такие как низкий удельный вес конструкции, высокая технологичность и простота крупносерийного производства, имеет и недостатки, по сравнению с ферменной конструкцией. Среди них – высокая хрупкость при авариях, необходимость сложного ремонта при повреждении силовых элементов,

дороговизна углепластиков и матриц для их формовки, нестабильность характеристик при нарушении температурных режимов работы печи.

Однако, основным для нашего КБ при выборе конструктивно-силовой схемы фюзеляжа стал анализ аварий и катастроф, например аварии пилота А. Кротова в Японии в 2003 году, когда единственной уцелевшей частью самолета Су-31 оказалась ферма фюзеляжа, которая спасла летчику жизнь. Также были учтены мнения действующих спортсменов-пилотажников про необходимость ферменного фюзеляжа [3].

Для улучшения экономических параметров и в связи с отсутствием серийного производства двигателя М-14, в качестве силовой установки будущего самолета был выбран форсированный двигатель Lycoming AEIO-360. Выбор оппозитного двигателя позволил существенно уменьшить мидель фюзеляжа, снизить лобовое сопротивление и увеличить экономичность самолета. Однако, уменьшение размеров фюзеляжа привело к необходимости проводить всесторонние исследования не только по прочности, но и по эргономике кабины, а необходимость хорошего обзора требовала проведения исследований не только в статическом положении, но и при выполнении пилотажных комплексов. Для проработки ферменной конструкции фюзеляжа и первоначальных обводов нами был предложен метод, включающий в себя создание габаритного посадочного макета фермы, моделирование органов управления с передачей данных на компьютер и 3d моделирование обводов самолета в среде VR. После создания модели и макета был разработан эргономический пилотажный стенд, позволяющий пилоту выполнить пилотажный комплекс со зрительным, звуковым и тактильным погружением. Параллельно с этим проводились расчеты прочности фермы в программном комплексе Femap 11 и вносились необходимые изменения в конструкцию. На данный момент проработаны 3 итерации и выбрана оптимальная конструкция фермы фюзеляжа. На основании полученных данных завершена сборка фермы фюзеляжа первого прототипа пилотажного самолета «Стриж-1», разрабатываемого в Бюро перспективных летательных аппаратов МГУ.

Самолет «Стриж-1» – моноплан с низкорасположенным неразборным крылом. Фюзеляж ферменный, с обшивкой из трехслойных композитных панелей. Длина самолета 5,7 м, размах крыла 7 м. На самолет будет установлен двигатель Lycoming AEIO-360. Расчетные летно-технические характеристики схожи с летно-техническими характеристиками ближайших конкурентов при более слабом двигателе за счет снижения полетного веса самолета, по сравнению с конкурентами.

Важным этапом проектирования для нас являлось представление макета на авиасалоне МАКС-2017, где мы смогли получить отзывы, как от летчиков-испытателей, так и от простых любителей авиации, что является преимуществом использования дополненной реальности при конструировании летательных аппаратов и проработки их эргономики.

Таким образом, применение современных технологий дополненной реальности и использование методов компьютерного проектирования позволило существенно уменьшить расходы на разработку нового спортивно-пилотажного самолета, а также позволит уменьшить итоговую стоимость самолета.

1. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолетов. – М. : Машиностроение, 1978. – 208 с.

2. Кондратьев В. П., Яснопольский Л. Ф. Самолет — своими руками. – М. : Патриот, 1993. – 208 с.

3. Российский Су-26 разбился в Японии РБК. Электронный ресурс. Режим доступа: https://www.rbc.ru/society/31/10/2003/5703bbec9a7947afa08c9ac9 (14.02.2018)

Математическое моделирование авариестойкой топливной системы вертолёта

Маковецкий М.Б., Сатин А.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Пугачев Ю.Н.
МАИ, Москва
makovetskiymb@tdhc.ru

Ключевым показателем, влияющим на эксплуатацию современной авиационной техники, является обеспечение максимального уровня ее надежности и отказобезопасности.

Одним из приоритетных направлений обеспечения данных показателей для современных вертолетов, таких как Ми-171, Ка-62, Ка-226 и т. д., является разработка перспективной авариестойкой топливной системы.

Актуальность данной задачи ранее рассматривалась в рамках конференций [1] и [2].

Существует несколько направлений по обеспечению авариестойкости топливной системы: применение авариестойких мягких топливных баков [3] и использование агрегатов и трубопроводов топливной системы со свойствами авариестойкости.

Создание подобных высокоответственных и сложных систем является многоитерационным процессом, требующим комплексного подхода, а так же проведения обширного спектра испытаний.

Современные методы проектирования и математического моделирования позволяют сократить сроки, стоимость разработки и испытаний подобных систем.

Разработанная математическая модель сопровождает весь жизненный цикл авариестойкой топливной системы, начиная с этапа аванпроекта и до ее модернизации. Полученная в рамках исследований динамическая математическая модель, разработанная в программном комплексе Simintech, состоит из схемы теплогидравлики и схемы автоматики, и позволяет определить основные характеристики работы системы на всех режимах эксплуатации вертолета.

Данные, полученные с использованием указанного программного комплекса, позволили сформировать потребные характеристики вновь разрабатываемых агрегатов для применения в авариестойкой топливной системе.

Литература:

1. Маковецкий М.Б. «Авариестойкая топливная система ЛА», Московская молодежная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике-2015», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2015.

2. Аверьянов И.О., Кузнецов В.М., Маковецкий М.Б. «Задача проектирования авариестойкой топливной системы вертолета» Гагаринские чтения-2016: XLII международная молодежная научная конференция: Сборник тезисов докладов: В 4 т. М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2016

3. Аверьянов И.О., Зинин А.В., Кузнецов В.М., Маковецкий М.Б., Пугачев Ю.Н., Тараканов П.В. Задача проектирования авариестойкой топливной системы вертолета. Материалы XXII международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшакова / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 2016.

Разработка бортовых аккумуляторных литий-ионных батарей

Макосвкая Т.Д., Притулкин А.А.
Научный руководитель — Смагин Д.И.
МАИ, Москва
tatyan-makovskay@ya.ru

Аккумуляторные батареи (АБ) являются неотъемлемой частью бортовой системы электроснабжения и применяются на всех без исключения летательных аппаратах (ЛА). Основным их предназначением является обеспечение в аварийных ситуациях бесперебойным электропитанием потребителей первой категории, которые отвечают за безопасное завершение полета и посадку ЛА.

В настоящее время наибольшее распространение в отечественной авиации получили никель кадмиевые аккумуляторные батареи типа 20НКБН, поскольку они обладают высоким ресурсом (до 5000 циклов заряд/разряд), большим сроком службы, приемлемым процентом саморазряда (до 25% в месяц) и широким диапазоном рабочих температур. Однако, в связи с низкой энергетической плотностью АБ и ростом энергопотребления потребителей первой категорией, применение данного типа АБ на современных летательных аппаратах затруднено.

В настоящее время в зарубежной авиации наблюдается постепенный отказ от применения никель кадмиевых батарей в пользу литий ионных АБ, которые уже применяются в составе системы электроснабжения самолетов Boeing-787, Airbus A350 и др. Литий ионный аккумулятор – наиболее распространенный тип аккумулятора в бытовой электронике, в составе которого применяются электроды с интеркалированными ионами лития. Они обладают значительно большей плотностью энергии по сравнению с никель кадмиевыми АБ, имеют низкий саморазряд и не требуют обслуживания.

В данной работе рассмотрены несколько типов существующих литий ионных аккумуляторных батарей, выявлены наиболее подходящие типы, исходя из условий работы на борту ЛА. Разработан проект перспективной авиационной аккумуляторной батареи в универсальном корпусе, позволяющей производить замену эксплуатируемых авиационных батарей, в том числе никель кадмиевых батарей типа 20НКБН-25, без существенных конструктивных изменений летательных аппаратов. В рамках анализа рыночного сегмента авиации был проведен обзор существующих ЛА, потенциально готовых к внедрению перспективной АБ. С учетом текущих этапов жизненного цикла современных летательных аппаратов и возможности внедрения в их состав новых литий-ионных аккумуляторных батарей при комплексной или частичной модернизации, наиболее перспективными типами АТ являются:

- истребители и учебные самолеты: Су 30СМ, Су 34, Су 35С, Су 57, МиГ 35, Як 130 и Як 152;
- самолеты специальной и военно транспортной авиации: Ил 38Н, А 100, Ил 22, Бе 200, Ил 76МД, Ил 112Т(В), СВТС, Ил 78;
- вертолеты: Ми 17, Ка 52, Ми 28Н, Ми 26/Т, Ка 226, Ансат У.

Опыт создания авиационных литий ионных аккумуляторных батарей в зарубежных фирмах позволяет минимизировать ряд конструктивных ошибок при создании отечественного аналога, однако в современной отечественной авиации отсутствуют такой тип авиационных АБ, отсутствует опыт их внедрения, испытаний и эксплуатации в составе ЛА, что ставит перед разработчиками широкий спектр научно-технических вопросов. В связи с этим данная работа имеет научную новизну и практическую значимость для отечественной науки.

Разработка мероприятий по улучшению надежности шасси самолёта МиГ-29 СМТ

Минаев П.Н.
Научный руководитель — доцент, к.п.н. Дулин В.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
minaevpaw@yandex.ru

Тезисы к статье «разработка мероприятий по улучшению надежности шасси самолет МиГ-29 СМТ». Безопасность полетов отсутствием летных происшествий и катастроф. Данные события, совершаются в полете и заканчиваются полным или частичным разрушением воздушного судна. Обеспечивается безопасность полета аэродинамическими и прочностными характеристиками самолета. Применением специальной автоматической системы и ее совмещение с возможностями летчика. Наиболее опасными этапами является взлет и посадка самолета. Данная статья является первым шагом к комплексному рассмотрению и изучению технических данных самолетов семейства МиГ, на примере МиГ-29СМТ. МиГ-29 и его модификации являются легкими истребителями, выполняющими тактические задачи. Интенсивность боевых вылетов одна из самых высоких в ВКС. Следовательно, и часто повторяющиеся знакопеременные нагрузки влияют на конструкцию планера в целом и по отдельности на его системы и элементы. Интенсивность вылетов сказывается на шасси самолета. Актуальность рассмотрения заключается в выработке методик прогнозирования пред отказного состояния и проработка вариантов по улучшению долговечности и сохранению заданных требований норм прочности. По исправности воздушного судна делается заключение о его боеготовности.[1; С.18] Авиационная техника должна соответствовать установленным показателям долговечности: - назначенный ресурс; - назначенный межремонтный ресурс; - назначенный ресурс до списания или полный ресурс; - назначенный срок службы до первого ремонта; - назначенный межремонтный срок службы; - назначенный срок службы до списания или полный срок службы. [1; С.18-19] Выработка предложений составляется из условий нагружения пневматиков и амортизационных устройств, в зависимости от количества посадок, интервалов времени и учет посадок на запасные (резервные) аэродромы с разными покрытиями. Также при расчете рассматривается различный уровень заправок топливом самолета и подвеска вооружения в зависимости от выполняемой боевой задачи. Все эти особенности работы шасси должны соответствовать установленному ресурсу авиационной техники и проводимых на ней периодических, регламентных и других видов работ. [1; С.29] В статье рассматривается работа элементов шасси самолета МиГ- 29СМТ. Приводится пример по коэффициенту безопасности. Он должен быть всегда больше единицы, в худшем случае конструкция разрушится в условиях эксплуатации. При проектировании конструкторы задают оптимальный коэффициент безопасности на все силовые элементы конструкции планера. Конструкция подвергается статическим, динамическим и летным испытаниям. Она должна соответствовать требованиям ТТЗ. На шасси непосредственно проверяется: -способность выдерживать нагрузки близкие к максимальным без механических повреждений; - качество восприятия и рассеивания кинетической энергии амортизаторами и пневматиками при ударе о взлётно-посадочную полосу; - быстрота возвращения в исходное положение; - независимость от климатических условий. Определяется максимальная и минимальная скорость посадки и ограничения, которые не должны превышаться в ходе эксплуатации. Все эти испытания подтверждают и дополняют требования безопасности полетов. Актуальность выработки новых методик и строгое соблюдения старых, помогут летному составу сохранить жизнь, а инженерному сохранить целостность авиационной техники. Именно согласно статистике , взлет и особенно посадка, являются самыми высоко нагруженными и непредсказуемыми в входе эксплуатации воздушного судна. Литература: 1) Федеральные авиационные правила инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации (ФАП ИАО). Книга 1.- М.:2005.-252с

Нанесения композиционных износостойких покрытий из плазмы вакуумно-дугового разряда на металлорежущий инструмент

Назаров А.Ю.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Варданян Э.Л.
УГАТУ, Уфа
nazarov_almaz15@mail.ru

Совершенствование авиационных двигателей идёт по пути ужесточения рабочих характеристик за счёт усложнения конструкций основных деталей и узлов, а также применения новых материалов, способных выдерживать повышенные температурные и динамические нагрузки. Одной из актуальных проблем современного авиадвигателестроения являются вопросы, связанные с изготовлением лопаток, моноколёс и центробежных компрессоров из труднообрабатываемых сложнолегированных материалов, жаропрочных сплавов на основе никеля. Низкая обрабатываемость этих сплавов определяется их физико-механическими свойствами. В связи с этим повышаются и требования, предъявляемые металлорежущим инструментам Для решения этой проблемы, наряду с совершенствованием составов инструментальных материалов, разрабатываются специальные методы упрочнения режущих инструментов [1].

Для изготовления деталей газотурбинных двигателей широко применяют твердосплавные конические концевые фрезы с износостойким покрытием. Однако после переточки, на режущей кромке инструмента покрытие отсутствует, тем самым стойкость снижается до 60-100% от исходного.

В целях уменьшения затрат на закупку импортного инструмента (Sandvik Coromant, Starrag и др.), предлагается разработать технологию упрочнения инструмента после переточки последующим нанесением износостойкого покрытия. Наиболее эффективным способом повышения поверхностных свойств инструментального материала является нанесение функциональных покрытий на рабочие поверхности режущего инструмента из плазмы вакуумно-дугового разряда [2]. В последнее время большой интерес проявляется покрытиям на основе интерметаллидов системы Ti – Al.

Для упрочнения инструмента после переточки была выбрана технология нанесения композиционных покрытий на основе интерметаллидов системы Ti-Al разработанной в лаборатории «Технологии покрытий и специальных свойств поверхностей» (УГАТУ) [3].

Таким образом целью данной работы является повышение эксплуатационных свойств металлорежущего инструмента путем осаждения интерметаллидных покрытий системы TiAl из плазмы вакуумно-дугового разряда

Методика проведения экспериментов

Для проведения испытаний на цилиндрические конические фрезы были нанесены многослойное композиционное покрытие на основе интерметаллидных покрытий системы Ti-Al. Толщина покрытия определялась с помощью прибора CSM Calotest. Адгезионную прочность, стойкость к царапанию измеряли с помощью скретч-тестера (CSM Instruments) Микроструктуру и химический состав поверхности образцов исследовали растровым электронным микроскопом.(РЭМ).

Экспериментальные результаты

После нанесения покрытия на образцах была измерена толщина покрытия а также исследована микростуктура поверхности подготовленных наклонных шлифов. Толщина покрытия составляет 6мкм. На микроструктуре образца отчетливо заметно границы между твердыми нитридными слоями (Ti-Al-N) и более мягкими интерметаллидными слоями (Ti-Al).

Результаты исследований на установке ScartchTest CSM показали, что адгезионная прочность сцепления покрытия с материалом основы хорошая. Значение упругого восстановления We до 95% при минимальной глубине внедрения индентора hmax=5мкм и максимальное значение критическиой нагрузки Lc=23Н.

По результатам исследований была обработана и проведены испытания опытной партии конических фрез. По результатам проведенных производственных испытаний установлено, что импортным инструментом с покрытием было обработано 5 деталей. После переточки данный инструмент без покрытия позволил обработать одну деталь. Нанесение композиционных покрытий на основе интерметаллидов системы Ti-Al на металлорежущий инструмент после переточки позволило обработать 4 детали, тем самым повысить стойкость инструмента до 4 раз по сравнению с инструментом без покрытия.

По результатам производственных испытаний разработан технологический процесс нанесения покрытий на основе интерметаллидов системы Ti-Al из плазмы вакуумно-дугового разряда на металлорежущий инструмент из твердого сплава.

Заключение

Разработана технология упрочнения инструмента после переточки, которая позволяет увеличит стойкость инструмента 4 раза. Разработанная технология предлагается для упрочнения фрез, многогранных сменных пластин, долбяков и других инструментов производимой на территории РФ, с целью повышения конкурентоспособности отечественного инструмента и в рамках программы импортозамещения.

Список литературы:

1. В.Ф. Мозговой, К.Б. Балушок, И.И. Котов, В.А. Панасенко, М.К. Бирук. Стратегии обработки лопаток моноколёс на обрабатывающих центрах с чпу с переменной 3d-коррекцией авиационно-космическая техника и технология, 2013, № 7 (104) 22-28с.

2. Циркин, А. В. Износостойкие покрытия: свойства, структура, технологии получения: методические указания к лабораторным работам / А. В. Циркин. Ульяновск: УлГТУ, 2005. – 27 с.

3. Vardanyan E L, Budilov V V 2016 Surf. Invest: X-ray, Synchrotron and Neutron Techniques, 10 728–31

Методика формирования облика энергетической системы самолёта

Напреенко К.С.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Долгов О.С.
МАИ, Москва
Konaprko@yandex.ru

Одной из важнейших задач при создании нового самолета является повышение его энергетической эффективности. Сегодня большое внимание уделяется энергетическим системам самолета. Требования к современным образцам авиационной техники не могли не повлиять на облик летательных аппаратов, разрабатываемых в настоящий момент. Одним из векторов развития авиационной техники, который сегодня считается перспективным, является создание полностью электрифицированного самолета (ПЭС) – самолёта с такой системой электроснабжения (СЭС), которая позволит обеспечить все энергетические потребности летательного аппарата. По ряду причин на сегодняшний день идея создания полностью электрического самолёта не может быть реализована в полном объёме (например, данная концепция подразумевает использование электрических силовых установок). Однако уже сегодня для увеличения энергоэффективности летательных аппаратов целесообразно применять на практике технические решения, рассмотренные при формировании концепции ПЭС. Натурным воплощением таких идей является более электрический самолёт (БЭС). Создание самолета с повышенным уровнем электрификации невозможно без применения новых концептуальных решений, которые будут использованы при построении системы электроснабжения. Поэтому одной из основных задач при разработке более электрифицированного самолета является выбор оптимальной архитектуры системы электроснабжения и определение параметров электрической сети. Для решения этой задачи проведен анализ существующих технических решений и рассмотрены различные варианты построения СЭС. С помощью математических моделей определены параметры системы

(масса, интенсивность отказов, стоимость). Приведена методика формирования облика энергетической системы летательного аппарата.

Оперативно-тактический беспилотный летательный аппарат

Новиков Е.В., Утенков М.Д.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Агаев Р.Н.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
novikov0320@gmail.com

Целью работы является разработка оперативно-тактического БПЛА для ведения воздушной разведки, а также для возможного выполнения и других задач. Создание оперативно-тактического БПЛА помогло бы решить целый ряд задач. Первоначальная, она же главная задача, это разведка. Беспилотный летательный аппарат с конструкцией малой заметности и продолжительного времени полета которое составляет не менее 20ч помогло бы решить данную задачу. В случае обнаружения важного стратегического объекта может возникнуть необходимость уничтожить его в кротчайшие сроки, не затрачивая дополнительные силы и средства, то есть, БПЛА должен быть способен обнаружить и уничтожить данную цель. Проектируемый беспилотный летательный аппарат способен также выполнять задачи по уничтожению объектов противника. Такие условия требуют создания БПЛА как можно с более высокой экономичностью расхода топлива, что позволило бы беспилотным ВС выполнять основные задачи по предназначению.

Основные тактико-технические характеристики, предъявляемые к проектируемому БПЛА, получены на основе анализа статистических данных о ранее разработанных или перспективных образцах отечественных и зарубежных летательных аппаратов:

- Нагрузка целевая - 3000 кг;
- Число М полета крейсерское - 0,6;
- Высота полета - 15 км;
- Дальность полета - 6000 км;
- Максимальное аэродинамическое качество – 21.

Подбор двигателей, обеспечивающих необходимую тягу силовой установки, осуществляется путем анализа тяговых характеристик существующих и перспективных двигателей, создаваемых как в нашей стране, так и за рубежом.

Оптимальным вариантом по экономичности, размерам и характеристикам будет двигатель РД-5000Б. На беспилотном летательном аппарате предполагается использовать два двигателя РД-5000Б. Данный двигатель является модификацией двигателя РД-33.

Конечным этапом проектирования БПЛА, является построение 3D модели в программе SolidWorks. Это необходимо, чтобы качественно оценить аэродинамическую компоновку не только за счет множества полученных значений, но и за счет визуального наблюдения. Так же это позволит решить уже на этом этапе множество вопросов, связанных с особенностями эксплуатации, размещения агрегатов, аппаратуры, возможностями базирования и обслуживания. Современные технологии позволяют максимально точно и в хорошем качестве визуализировать БПЛА.

Разработанная модель БПЛА была помешена в программу ANSYS с целью определения влияния внешней среды в условиях искусственного полета БПЛА.

Была создана искусственная аэродинамическая труба куда поместили БПЛА. Далее была создана сетка необходимая для максимального приближения условий полета к внешним условиям. После создания сетки производится аэродинамические расчеты, по которым можно увидеть влияние потока на планер и определить критические точки и давление на фюзеляж.

В результате проделанной работы в программе ANSYS удалось выяснить что планер БПЛА обладает хорошими аэродинамическими характеристиками.

Проектируемый БПЛА имеет три универсальных точки подвески: две на консолях крыла, одна под фюзеляжем. На данные точки подвески могут крепиться авиационные

пусковые установки (АПУ) и авиационные катапультные установки (АКУ) и авиационные средства поражения.

Проделанная работа по проектированию беспилотного летательного аппарата включающая расчет всех его параметров, определение компоновки подбор силовой установки и оборудования позволили создать внешний облик БПЛА. При размещении на борту БПЛА довольно современного оборудования и перспективной аппаратуры на земле, БАК БПЛА сможет выполнять довольно большой перечень задач, при этом в различных условиях

Разработка модуля видеонаблюдения на основе ИК-камеры

Нуретдинов Э.Д.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Норкина Н.В.
МАИ, Москва
emil.nuretdinov@yandex.ru

Целью работы является разработка устройства видеонаблюдения для выполнения задач обнаружения объектов на основе камеры, способной работать в инфракрасном диапазоне частот, а также для задач получения, обработки и выдачи полученного изображения оператору. В настоящее время, аппаратура, работающая в инфракрасном диапазоне частот находит широкое применение в гражданской и военной технике. Разрабатываемый модуль подразумевает установку как на летательный аппарат, так и на наземные объекты наблюдения, представляя собой оптико-электронную систему, формирующую из теплового (инфракрасного) излучения обследуемого объекта или места видимое изображение на дисплее.

В состав модуля входит: программируемый одноплатный компьютер Raspberry Pi 3, флэш карта microSD, внешняя камера ночного видения, два ИК-светодиода, шлейф для камеры, прозрачный пластиковый корпус с вентилятором. Модуль имеет возможность подключаться удаленно к персональной электронно-вычислительной машине (ПЯВМ) через внешние интерфейсы USB или Ethernet, а также Wi-Fi. Вывод видеосигнала осуществляется через HDMI-интерфейс. Модуль оснащен несколькими режимами съемки, которые применяют более подходящие сравнительные параметры в зависимости от внешних условий эксплуатации (время суток, вибрация, уровень помех).

Для управления режимами съемки и обработки полученных данных используется графическое ПО, разработанное в среде MATLAB. Также, в среде MATLAB прописываются скрипты (m-файлы), описывающие алгоритмы сжатия, стандартизации, изменения освещенности, фильтрации изображения и его передачи пакетами данных оператору.

Таким образом, исследуется возможность применения более крупных и высокомощных модулей видеонаблюдения или комплексов на основе использования портативного модуля видеонаблюдения с функциями тепловизора для получения минимальных исходных данных к разработке.

Оптимизация комплекса БЛА для оперативного мониторинга местности для нужд МЧС

Оборин Ф.С., Добровольский С.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Родченко В.В.
МАИ, Москва
fedorcrab@mail.ru

Современные БЛА могут решать широкий спектр задач, что определяет множество вариантов состава комплекса БЛА и входящих в него систем, обеспечивающих эффективную работу всего комплекса.

БЛА имеют ряд преимуществ по сравнению с пилотируемыми ЛА, главными из которых являются: минимальные затраты на обучение персонала и материально-техническое обслуживание, простота применения, повышенная живучесть, комфортные условия работы оператора.

Критерии для оптимизации комплекса - автономность комплекса и эксплуатация неподготовленным персоналом, передача получаемой информации в режиме реального времени, большой срок между регламентным техническим обслуживанием, минимальные затраты ресурсов.

Проведен выбор оптимального состава комплекса БЛА, который можно использовать для несения заданной полезной нагрузки в задачах оперативного мониторинга местности.

Выбрана схема «летающее крыло». Главное отличие «летающего крыла» – это отсутствие фюзеляжа, что позволяет увеличить массу полезной нагрузки. «Летающее крыло» обладает меньшим лобовым сопротивлением по сравнению с фюзеляжным построением, что позволяет добиться больших скоростей и отличной маневренности.

Двигатель устанавливается на задней кромке крыла, а фотооборудование в носовую часть под прозрачный пластик или ударостойкое стекло. Такое расположение позволяет избежать размытия изображения от вращения винта, предотвращает повреждения при посадке и защищает от возможных осадков.

Предусматривается также установка специальных сервоприводов для вращения камеры и системы ее стабилизации, которая компенсирует всевозможные вибрации, порывы ветра, нестабильность воздушного потока и т.д., что дает высококачественную фото и видеосъемку, передающуюся оператору в режиме реального времени с минимальной задержкой.

Устанавливается система стабилизации с открытым кодом для устойчивости полета.

Системы GPS и ГЛОНАСС позволяют заранее задавать курс, высоту и скорость полета, избегая непосредственной радиосвязи с оператором.

Исходя из условий эксплуатации, формируются требования к комплексу аппаратуры. Аппаратура должна: работать в полевых условиях, в разных климатических поясах; регистрировать и сохранять большой объем информации; обладать защитой против внешнего неблагоприятного воздействия, ремонтопригодностью.

Для применения данного комплекса в условиях ограниченного пространства с неподготовленных площадок и лесных массивов используется транспортно-пусковой контейнер на наземной стационарной или мобильной платформе. БЛА размещается в контейнере, который служит для хранения, транспортировки и в качестве пусковой установки, обеспечивающей при пуске БЛА вертикальную скорость, позволяющую набрать нужную высоту преодоления препятствий и начать горизонтальный полет.

Для обеспечения посадки в конструкции БЛА используется разрушаемый носовой обтекатель, обеспечивающий расчетные перегрузки при посадке.

Обзор возможностей сокращения временных затрат на проектирование электронных 3D-моделей в Creo Elements Pro 5.0 (Pro Engineer)

Петерс Е.Я.
Научный руководитель — Кошелев А.В.
ПАО "РКК "Энергия", Мытищи
Peterseka123@gmail.com

Уже через три года 12 апреля весь мир будет праздновать 60-летний юбилей знаменательного события – первого полёта человека в космос. За всё это время российская космическая отрасль претерпела множество изменений. На рынке космических услуг появилось множество конкурентоспособных организаций и компаний, активно развивающихся в настоящее время и соперничающих между собой. И сейчас, как и тогда, огромное значение для всех них имеет конструкторская работа. Чертежи на бумаге

превратились в чертежи на компьютере, а они, в свою очередь, - в компьютерные 3D-модели, позволяющие, насколько это возможно, избежать так называемых «человеческих» ошибок. Рынок, идущий параллельно космическому, рынок 3D-моделирования, - это рынок систем автоматизированного проектирования (САПР). Такие компании как PTC Inc (прежнее название – Parametric Technology Corporation), Dessault Systemes, российская «Аскон» и другие обеспечивают большие корпорации качественным работающим программным продуктом, с помощью которого возможно реализовывать 3D-модели различной степени сложности и выпускать по ним конструкторскую документацию (КД).

Основным средством для создания электронных 3D-моделей на предприятии ПАО «РКК «Энергия», занимающемся разработкой спускаемых аппаратов и разгонных блоков «Союз» и «Прогресс», является Creo Elements Pro 5.0, работающий в среде PTC Creo.

В ходе работы с программным обеспечением и создания электронных 3D-моделей в среде Creo конструктора неоднократно сталкивались с проблемами частого «переделывания» модели по причине изменения исходных данных изделия, входных параметров, технического задания и др. Частые конструкторские доработки требуют время на изменение электронной модели и переделку всей КД, при этом возникает очень много недочётов, «неправильно» закреплённых деталей, несостыкованных деталей и т.п. Конструктору очень важно правильно проанализировать сборочную единицу на всех этапах её «реального» изготовления (производства), а также её «виртуального» изготовления, создать необходимые привязки, отвечающие требованиям реализации сборочной единицы в виде 3D-модели и последующим выпуском КД.

Для ускорения процесса проектирования деталей и сборок в Creo Elements существуют специальные инструменты, использование которых довольно слабо развито при проектировании изделий в целом. В Creo Elements существуют возможности проектирования и изменения размеров сборки БЕЗ постоянного изменения размеров входящих в неё деталей и БЕЗ постоянного переделывания самой модели. Настоящая статья более подробно рассматривает эти инструменты и возможности их применения в 3D-моделировании. Их использование поможет освободить конструктора от выполнения «лишней» работы, которая возникает при проектировании и работе с 3D-моделями.

Цель работы:

Дать представление о программируемости конструкции 3D-моделей, а также работе инструментов, сокращающих временные затраты на проектирование 3D-моделей в Creo Elements при одновременном повышении их качества.

Задача работы:

Показать на примере нескольких работ возможные способы сокращения временных затрат на создание и проектирование 3D-моделей в Pro Engineer.

Оптимизация методики автоматизированной компоновки блоков БРЭО в 1D постановке за счёт отсечения по предельной длине межотсечных коммуникаций

Петров И.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Клягин В.А.
МАИ, Москва
zloypetrushko@rambler.ru

Целью данной работы является показать работоспособность методики, предложенной в работе «Дискретная модель компоновки БРЭО для ранних этапов проектирования ЛА» (Полет 12/2017) и оценить поведение суммарной длины межотсечных коммуникаций L (целевой функции) по ходу решения задачи в зависимости от исходных данных (ИД), а также определить необходимую вычислительную мощность ЭВМ, времени расчета и пр.

По упомянутая методика основана на упрощении, что блоки соединяются между собой жгутами, которые прокладываются строго по зонам прохода. Тогда снизить L можно за счет

перестановки блоков по отсекам (плоскостям). Для апробации на C++ был реализован алгоритм, основанный на методах полного перебора. Задача решается итератив-но, на каждой из них проверяется следующая комбинация. Особенностью является последовательное увеличение размерности, т.е. сначала размещается 1 блок по всем отсекам и записывается в стек, потом поочередно вытаскиваются из стека и к ним добавляется 2 блок по всем отсекам и эти варианты заносятся в стек, потом аналогично до 3го и т.д. Порядковый номер увеличивается при переборе всех комбинаций для текущего блока.

Тестовые задачи для исследования были подготовлены на базе легкого самолета. Размерность составила 14 блоков, 5 отсеков, 21 узел. Во время тестирования фиксировалась Lmin и Lмакс решения для каждого номера, а также время и ОЗУ.

Расчет производился на ЭВМ с частотой ЦП = 3,3 ГГц и 32Гб ОЗУ. Для полного перебора время и кол-во комбинаций экспоненциально зависело от размерности задачи, и поэтому отсечение заведомо нерациональных из них крайне является актуальным.

№	L min	L max	t,[c]	ОЗУ, Мб
1	0	0		- -
2	0	4897	-	-
3	1302	11056	-	-
4	1302	15953	-	-
5	2604	27009	-	-
6	3154	27009	-	-
7	4456	33168	-	-
8	9396	62593	-	-
9	12316	76638	1	25
10	12866	86432	1	111
11	14718	97488	6	216
12	19065	102200	22	2082
13	19065	111992	106	4901
14	21467	127947	474	20344

Из таблицы видно, что часто еще до окончания расчета достигалась в длина в 2…5 раза большая, чем Lmin лучшего решения. Очевидно, что такие варианты рассматривать бессмысленно. Однако, нельзя сразу исключать все неоптимальные комбинации, т.к. они могут не удовлетворять критериям следующего этапа.

Таким образом, рационально ввести отсечения при достижении предельной длины коммуникаций (Lпред). Если задача решается повторно и известна наименьшая длина (Lmin), то ее можно брать в качестве предельной с коэффициентом запаса. В ином случае - для первого приближения можно рассматривать длину для человеческой компоновки.

Также можно отметить, что длина связей может расти ступенчато и неравномерно. Это говорит о том, что блоки имеют разную удельную ценность. В будущих работах целесообразно исследовать различные эвристики на основании сортировки ИД.

Следующая часть работы заключалась в решении тестовой задачи при различных значениях Lпред (задавалось 1,05;1,1;1,2;1,5;2;5 от Lmin), которая была постоянной во время всего расчета.

№	K	Lпред	t[c]	ОЗУ,Мб
1	1,05	22540,4	-	-
2	1,1	23613,7	-	-
2	1,2	25760,4	-	-
3	1,5	32200,5	1	-
4	2	42934	4	25,3
5	5	107335	436	19358

Очевидно, что предложенное отсечение по заданной длине резко сокращает время вычисления. Однако, решить задачу в размерности реального самолета не удалось (блоков >30, отсеков >8). По результатам тестирования можно отметить, что «бутылочным

горлышком» для данной реализации является ОЗУ, в которой размещается стек решений. Со-ответственно, необходимо снизить загрузку ОЗУ и можно увеличить вычисления на ЦП.

Кроме того, порог отсечения задается константным на весь расчет исходя из известного минимального значения. Это ведет к тому, что на первых блоках проходить высокий % всех вариантов, а на последних – значительно меньший. Это может вести к не-равномерной степени проработки перестановок и нерациональной трате времени, когда на начальных блоках прорабатываются заведомо нерациональные комбинации, а на последних – отсекаются заслуживающие внимания конструктора. Отсюда был сделан вывод о необходимости исследования переменного коэффициента отсечения для каждого номера блока. При этом встает вопрос о выборе «программы отсечений»: если выбирать на ранней итерации малый коэффициент запаса, то может быть отсечен вариант, который в будущем он может иметь меньшую L связей. Это исследование рационально совместить с тестированием на задачах с размерностью реального самолета, что будет целью следую-щей работы.

Таким образом, в данной работе была показана применимость алгоритма полного перебора для решения задач компоновки в одномерной постановке, собрана статистика и проблемные места, а также предложено и показана эффективность отсечения вариантов по достижению предельной длины коммуникаций, что в будущем позволит реализовать решение методом ветвей и границ и решать реальные задачи на существующих ЭВМ.

Анализ возможности использования трехслойных конструкций с ячеистым заполнителем для микрометеороидной защиты долговременных орбитальных станций

Плющаков Д.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Волхонский А.Е.
МАИ, Москва
aqua.banana@yandex.ru

Во время функционирования долговременные орбитальные космические станции (ДОС) подвергаются воздействию различных вредных факторов среды. Наряду с действующей радиацией, электростатическим заряжанием космического аппарата и его оборудования, воздействием плазмы и другими факторами космического пространства, серьезную опасность представляет совместное воздействие микрометеороидов и техногенных частиц, являющихся угрозой, как для нормального функционирования станции, так и для жизни космонавтов.

В качестве микрометеороидной защиты (ММЗ) конструкции в настоящее время в основном используются алюминиевые сотовые панели, соединяемые клеем, сотовые заполнители с обшивками из алюминиевых сплавов различной толщины; стальные сетки, ткань и листы металла из сплава АМГ6.

На примере ФГБ-модуля МКС в ИПХФ РАН на установке «Гамматок-100» были проведены эксперименты по искусственному старению защитных экранов ДОС, как имитация влияния факторов космического пространства на изменение стойкости ММЗ к воздействию высокоскоростных частиц.

Образцы ММЗ искусственно состаривались эквиваленту 15, 20, 25, 30 годам пребывания в космическом пространстве. После их облучения на данной установке, проводились прочностные испытания растяжением образцов ММЗ на отрыв обшивок от ячеек сот.

Результаты испытаний показали, что при облучении прочность на отрыв обшивки от сот в образцах ММЗ снижается. Процент разрушения образцов по сотам повышался при увеличении поглощенной дозы радиации. Тем не менее, основное разрушение образцов изначально проходило по клевому слою.

Испытания имеющихся конструкций ММЗ показали ряд их недостатков, одним из которых является низкая радиационная стойкость тонкостенных обшивок и заполнителя, изготовленных из алюминиевых сплавов, соединяемых клеем.

Отмеченного недостатка будет лишена трехслойная конструкция из титанового сплава, заполнитель которой предлагается получать в виде полуфабриката, состоящего из ортогонально направленных полых конических ячеек, изготавливаемых методом пневмотермической формовки, соединяемого сваркой с листами обшивки. Такая конструкция способна выдерживать большие температурные перепады, обладает высокой устойчивостью к испарению материала в вакууме, повышенной ударной стойкостью, что наряду с её малой массой делает её перспективной при конструировании космических аппаратов.

Разработано ТЗ и проведены предварительные конструктивно-технологические расчеты образцов трехслойных панелей с заполнителем в виде усеченных конусов.

Трехслойные заполнители рассмотренного ячеистого типа будут иметь определенные преимущества перед клеёными алюминиевыми конструкциями. С целью возможности применения данных конструкций для ММЗ предполагается провести работу по изготовлению образцов для испытаний, провести испытания, и определить наиболее рациональные геометрические параметры заполнителя для получения необходимого комплекса свойств.

Уточнение коэффициентов эрозии жаропрочных и корозионно-стойких сталей и сплавов

Поздеев И.А., Фомичев А.О.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Саушкин Б.П.
Московский политехнический университет, Москва
ixan96@mail.ru

Коэффициент эрозии kэр является характеристикой обрабатываемости материала при электроэрозионной обработке и отражает удельную долю энергии разряда, затрачиваемой на фазовые превращения материала. Его теоретический расчет в настоящее время невозможен. В исследованиях Б.Н.Золотых, Б.И. Ставицкого экспериментально определены значения этого коэффициента для некоторых материалов, преимущественно, чистых металлов. Данные об электроэрозионной обрабатываемости жаропрочных и жаро-стойких материалов, применяемых при изготовлении авиационно-космической техники, ограничены и не систематизированы.

В работе исследована эрозионная обрабатываемость хромо-никелевых сплавов ЭК61 и ЖС32, алюминиевого сплава 1340 и сталей 40Х13 и 12Х18Н10Т с использованием методики анализа единичной лунки. Эксперименты проводились на станке ЭПП-8, оснащенного источником питания с режимом генерации единичного импульса.

Изменение мощности разряда осуществляли путем регулировки длительности импульса и амплитуды напряжения холостого хода. Энергию импульса находили в результате обработки и графического интегрирования осциллограмм тока и напряжения, полученных на осциллографе фирмы Tektronix модели TDS 2012C и специального шунта сопротивлением 1,75.10-3 Ом.

На предварительно подготовленных образцах на каждом режиме в идентичных условиях получали по 5 эрозионных лунок. Полученные лунки фотографировали на микроскопе Olympus BX 51 с использованием его программных функций при дискретности фокусировки 2 мкм и после графической обработки фотографий строили ее геометрическую модель и находили основные геометрические параметры. Для оценки объёма лунки использовали приближенную модель шарового сегмента.

Коэффициент эрозии рассчитывали как отношение объема лунки к энергии разряда (мм3/Дж) в предположении, что его величина не зависит от частоты следования импульсов и определяется, главным образом, теплофизическими свойствами материала.

Для исследованных материалов получены численные значения коэффициентов эрозии, выполнены оценка погрешности проведенных измерений и сравнение результатов с данными, полученными на материалах тех же классификационных групп, близких по своему химическому составу.

Полученные данные рекомендуется использовать при назначении параметров режима в процессе проектировании различных операций электроэрозионной обработки.

Формирование концепции перспективных летательных аппаратов, использующих альтернативные топлива и источники энергии

Притулкин А.А.
Научный руководитель — Смагин Д.И.
МАИ, Москва
lexamegane@mail.ru

За последние 50 лет учеными наблюдаются значительные изменения климата по всей планете, которые вызваны воздействием на атмосферу антропогенных выбросов вредных веществ. Начиная с 80-х годов XX века, мировое сообщество борется за снижение количества этих выбросов. Наибольшие ограничения ложатся на производственный сектор, транспорт и в частности на авиацию.

Начиная с 1981 года, когда Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) был принят стандарт по эмиссии вредных веществ от авиационных двигателей, происходит постепенное и постоянное ужесточение данных норм (1996 и 1998 года) а также планируется значительное ограничение норм выбросов вредных веществ (до 40%) на 2028 год.

Помимо ужесточения экологических норм, важным фактором стимулирующим развитие авиастроения является прогнозируемый рост цен на авиационное топливо в связи с исчерпаемостью запасов нефтепродуктов.

Указанные предпосылки ставят перед авиастроительной отраслью задачу снижения эмиссии вредных веществ и повышение топливной эффективности современных летательных аппаратов (ЛА). Существуют различные подходы, которые позволяют этого достичь:

1 проектирование и модернизация ЛА с целью снижения расхода топлива;

2 проектирование принципиально новых типов ЛА, работающих на альтернативном авиационном топливе;

3 повышение степени электрификации бортового оборудования ЛА.

В работе рассмотрены ключевые технологии и направления, которые лягут в основу концепции перспективных пассажирских летательных аппаратов. Произведен анализ существующих типов альтернативного топлива и дана оценка возможности их применения на борту ЛА.

Помимо разработки технологи применения альтернативных видов топлива в авиации, в работе произведен анализ возможности применения в конструкции ЛА концепции самолета с повышенным уровнем электрификации с целью уменьшения уровня эмиссии вредных веществ и повышения топливной эффективности. Применение данной концепции обусловлено несколькими причинами:

1 электрическую энергию можно легко получить из любого другого вида энергии и преобразовать в любой другой вид;

2 построение ЛА по данной концепции приводит к снижению расхода топлива и как следствие увеличению топливной эффективности ЛА.

В рамках исследования концепции самолета с повышенным уровнем электрификации произведен расчет потребной мощности системы электроснабжения для

широкофюзеляжного пассажирского дальнемагистрального самолета с традиционным топливом, но повышенной степенью электрификации, и дана оценка его топливной эффективности.

В перспективе интересным направлением исследования является оценка сочетания в конструкции ЛА концепции самолета с повышенным уровнем электрификации и применения альтернативного авиационного топлива. Количественная оценка эффективности данного летательного аппарата будет приведена на более поздних этапах работы.

Результаты расчетов могут быть использованы при дальнейших научно-исследовательских работах в направлении проектирования, сравнения и оценки характеристик перспективных самолетов, построенных с применением различных концепций.

1. Электрооборудование летательных аппаратов: учебник для вузов. В двух томах / под редакцией С.А. Грузкова. – М.: Издательство МЭИ, 2005 – Том 1. Системы электроснабжения летательных аппаратов. – 2005. 568 с.

2. Электрооборудование летательных аппаратов : учебник для вузов. В двух томах / под редакцией С.А. Грузкова. – М.: Издательство МЭИ, 2005 – Том 2. Элементы и системы электропитания - приемники электрической энергии. – 2008. 552 с.

3. Ю.С. Кирдюшкин. Потенциал водородного топлива гражданской авиации будущего / Научный вестник МГТУ ГА / под редакцией Б.П. Елисеева. – М.: МГТУ ГА, 2013.

4. Д.Р. Саргсян. Анализ опыта применения альтернативных топлив на воздушных судах / Научный вестник МГТУ ГА / под редакцией Б.П. Елисеева. – М.: МГТУ ГА, 2011.

Определение рациональных параметров пожарного самолёта в условиях глобального изменения климата

Пыжикова А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Долгов О.С.
МАИ, Москва
al.pyzhikova@mai.ru

Всем известно, что климат Земли, достаточно изменчив: от высоких температур до самых низких. Эти изменения происходят, как в течение нескольких лет, так и в течение тысячелетий, поэтому вполне возможно, что в скором времени нас ожидает глобальная перемена, в виде потепления. В свою очередь, глобальное потепление несет за собой множество последствий: волновое тепло, штормы и наводнения, уменьшение количества ледников, засуха, повышение уровня моря.

И поскольку из-за парникового эффекта, рост температуры на планете прогрессирует, в России следует опасаться возгораний торфяных заболоченных лесов. Нам и сейчас известно, какой колоссальный вред наносит пожар. В огне погибает не только такой ценный материал, как древесина, но и в целом флора и фауна. Таким образом, борьба с лесными пожарами является одним из важнейших направлений в авиации, а в частности гидроавиации.

На данный момент создано множество летательных аппаратов для борьбы с пожаром - это все различные вертолеты, сухопутные самолеты, оснащенные противопожарным оборудованием и самолеты-амфибии. У каждого из них есть свои преимущества и недостатки. Нельзя однозначно определить универсальный ЛА для решения данной задачи. Однозначно, такая проблема должна решаться комплексом различных летательных аппаратов. Ведь уже сейчас одна из самых технически оригинальных машин - гидросамолет Бе-200, не всегда может справиться с поставленной ему задачей:

- главной проблемой данного самолета-амфибии является недостаточное количество подходящих водоемов, которые можно использовать для сбора воды, а так же их подготовка в виде проверки на чистоту водной поверхности от посторонних предметов, измерения глубины, оценка высоты, направления и типа волны.

- а при самом пожаротушении возникает проблема с выбором высоты, для эффективного орошения площади охваченной пожаром: спуститься слишком близко не позволяет «огненное облако», которое нарушает работу двигателя, а если оказаться выше положенного, то распыление воды не покроет нужный объем площади возгорания.

Если сейчас возникают проблемы, при тушении лесных пожаров то, что будет тогда, когда будут гореть площади гораздо больше сегодняшних? Необходим усовершенствованный летательный аппарат, а для разработки такого ЛА нужно выявить безопасность полета над огненным облаком, его влияние на аэродинамические свойства самолета и динамику полета, а так же определить нужную высоту, которая позволит удовлетворить требуемую площадь тушения.

Одним из ведущих научно-технических комплексов в области исследования параметров, эффективности применения различных ЛА является - ТАНТК им Г.М. Бериева. Опыт пожаротушений такими самолетами-амфибиями, как Бе-200 позволяет им сделать вывод, о том, что на данный момент необходимо проводить больше исследований для комплексной оценки ЛА.

Библиографическая ссылка

1. Платонов Г.С., Заблотский А.Н., Сальников А.И. Самолеты ТАНТК им Г.М.Бериева. – М: «РА Интрвестник », 2002

2. Двойченков В.В., Журавлев Ю.Ф., Кудрявцева Г.Г., Лапин В.М. Оценка характеристик зон орошения при тушении пожаров с помощью авиатанкеров/ Актуальные проблемы аэроакустики, гидродинамики и промышенной аэродинамики. – М.: Изд. ЦАГИ, 1999г.

Методика определения оптимальных параметров исполнительного органа системы уборки выпуска шасси

Савельев С.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Серебрянский С.А.
МАИ, Москва
savvasavelyev@gmail.com

Непрерывное развитие авиационной техники привело к созданию самолетов различных классов и назначения. Несмотря на то, что они разрабатываются для полета в воздушной среде, для обеспечения устойчивого положения самолёта на земле, при стоянке, буксировке, передвижении и для поглощение кинетической энергии самолёта при посадке, необходимы шасси. Их роль в современном самолете трудно переоценить, но свою функцию они выполняют только на земле, в полете, напротив, они представляют собой «не используемую» массу, занимающий полезное пространство, и создающий аэродинамическое сопротивление. В целях решения проблемы влияния шасси на аэродинамику самолета в полете, предусмотрена система уборки и выпуска шасси, питание которой, обеспечивает, как правило, гидросистема. Агрегаты гидросистемы, отвечающие за уборку/выпуск шасси, так же являются «не использованной» массой. При расчете агрегатов вышеописанной системы, например, гидроцилиндра, как правило, геометрические и кинематические параметры опор уже заданы. И конструктору системы остается лишь, по имеющимся данным, определить максимальную нагрузку на исполнительный орган цилиндра, а также длину цилиндра, диаметр и ход поршня. На основании полученных данных подбираются подходящий или проектируются новый гидравлический цилиндр. Под оптимальными, понимаются параметры, при которых масса данного узла была бы минимальной. Масса цилиндра много больше, чем периферии обеспечивающей его работу, поэтому в работе будет рассматриваться только он. Излагается методика определения таких параметров. Приведены зависимости, как меняется масса цилиндра, изменяя те или иные значения параметров. Для примера работы методики был рассмотрен самолет Sukhoi Superjet 100, а точнее гидравлический цилиндр уборки/выпуска основной опоры шасси данного самолета.

Проведенный анализ показал, что для данной конфигурации теоретическая (оптимальная) масса агрегата более чем на 30% (37%) ниже реальной. В результате выигрыша в массе агрегата и самолета в целом, можно рассчитывать на более высокую дальность полета, меньший расход топлива.

Моделирование процесса обновления рабочей жидкости при электроэрозионной прошивке отверстий малого диаметра

Семаев Д.С.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Шандров Б.В.
Московский политехнический университет, Москва
dimasemaev96@gmail.com

При электроэрозионной прошивке глубоких отверстий малого диаметра на первый план выдвигается проблема эвакуации продуктов разрушения материала из рабочей зоны.

Можно представить себе сложность указанной проблемы, учитывая тот факт, что ширина гидравлического канала в торцевом и боковом зазорах составляет 20…50 мкм и эвакуацию продуктов можно осуществлять только гидромеханическим воздействием на твердые и газообразные продукты эрозии. Предложены и используются следующие пути ее технического решения:

− прокачка рабочей жидкости через внутреннее отверстие в инструменте. При длине инструмента 300…400 мм и внутреннем диаметре 0,2…0,5 мм потери давления значительны и требуется подавать рабочую жидкость под давлением 10…20 МПа;

− вращение инструмента эффективно при его диаметре более 1 мм. При меньших диаметрах прошиваемого отверстия возникают дополнительные трудности, связанные с малой жесткостью инструмента, его биением;

− естественная эвакуация под воздействием газопарового пузыря, формирующегося при электрическом разряде в жидкой среде. Кинетическая энергия пузыря не велика, и естественная эвакуация не позволяет прошивать отверстия малого диаметра на глубину более 3…5 диаметров.

Для интенсификации процесса предложено использовать наложение ультразвукового поля на межэлектродный промежуток. Экспериментально показано, что в этом случае предельная глубина прошиваемого отверстия увеличивается в 2…3 раза. Механизм влияния ультразвукового поля на процесс эвакуации продуктов эрозии до конца не ясен.

В докладе обсуждается возможность образования в локальной области кольцевого межэлектродного канала кавитационной области, которая способствует формированию восходящего потока газо-жидкостной среды на некотором азимутально ограниченном участке канала. В соответствии с принципом неразрывности в канале формируется участок, на котором среда втягивается в межэлектродный канал извне. В результате обеспечивается обмен рабочей среды в торцевом рабочем зазоре и поддерживаются условия протекания электрических разрядов и съема материала. Рассматривается возможность формирования кавитационного кластера и его локализации в межэлектродном канале. Выполнена оценка возможности достижения наблюдаемого эффекта на основе различных подходов к кавитационному механизму движения жидкости в узких капиллярных каналах.

Анализ и методика расчета совместной работы воздухозаборного устройства со створками и турбонасосного агрегата на участке разгона беспилотного летательного аппарата

Семенов С.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Махров В.П.
МАИ, Москва
address-semenov@yandex.ru

В данной работе представлена методика моделирования работы турбонасосного агрегата летательного аппарата (ЛА) на участке работы стартового двигателя ЛА.

Целью моделирования является определение возможности обеспечения турбонасосным агрегатом параметров пневмогидротопливной системы ЛА, обеспечивающих работу рулевых приводов на участке работы стартового двигателя (СД) во всем диапазоне летных параметров.

Пневмогидротопливная система ЛА предназначена для приведения в действие рулевых приводов и подачи топлива в камеру сгорания маршевого прямоточного воздушно-реактивного двигателя (МД). Для запуска и работы пневмогидротопливной системы используется турбонасосный агрегат (ТНА). Турбина ТНА приводится в движение воздухом, из предкамерного диффузора камеры сгорания маршевого ПВРД, проходящем до этого через воздухозаборное устройство (ВЗУ). В конструкции ЛА на входе канала ВЗУ установлены под некоторым углом наклона створки, которые должны предотвращать возникновение помпажа канала на стартовом участке движения ЛА, но пропускать при этом достаточное количество воздуха для обеспечения раскрутки ТНА до заданного числа оборотов за заданное время.

Задача определения такого угла наклона створок, который бы обеспечил пропускание количества воздуха, достаточного для раскрутки ТНА до заданного числа оборотов за заданное время, но при этом не допускал возникновения помпажа в канале ВЗУ, решена в АО «КТРВ» впервые, и известных аналогов не имеет.

Для моделирования работы турбонасосного агрегата проведены численные расчеты течений воздуха в воздухозаборном устройстве со створками на участке работы стартового двигателя ЛА. По полученным характеристикам течений произведены расчёты динамики раскрутки турбонасосного агрегата, по результатам которых произведен выбор угла наклона створок, а также определены нагрузки, действующие на створки.

Показано, что установка заборников полного давления в месте установки ТНА нецелесообразна из-за слабого влияния на рост давления из-за малых скоростей потока в камере сгорания маршевого двигателя при наличии стартового. Предложен способ снижения давления в канале воздухозаборного устройства за счет выброса стартового двигателя с закрытыми створками. Полученные расчетные данные обеспечили реализацию адекватной математической модели раскрутки ТНА на участке разгона.

В представленной методике используются современные возможности компьютерного численного моделирования газовых течений, применяется решение дифференциальных уравнений численным интегрированием.

Применение данной методики позволило АО «КТРВ» при высокой точности получаемых результатов сократить количество испытаний в процессе разработки ЛА, и как следствие - сократить время и стоимость разработки ЛА.

Применение легкомоторных самолетов короткого взлета и посадки для поисково-спасательных работ на автозимниках

Смагин А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Долгов О.С.
МАИ, Москва
smagin_9595@mail.ru

Во многих регионах Уральского, Сибирского и Дальневосточного федеральных округов РФ существует острая проблема высокой аварийности и смертности на автомобильном транспорте. Ситуация усугубляется недостаточно оперативным прибытием поисково-спасательных служб на место ДТП, что особенно критично при низких (-30…-55 градусов) температурах. Существенный объем грузовых и пассажирских автомобильных перевозок осуществляется по т.н. зимникам-дорогам, проложенным по снеговому покрову, замерзшему льду рек и водоемов, функционирующим до периода снеготаяния. Дорожные условия на подобных трассах существенно повышают аварийность.

Анализ типовых дорожной условий, климатической обстановки, рельефа местности и статистики аварий позволил сформировать некоторые требования к поисково-спасательной технике и наложить ряд ограничений. Наиболее значимые из них-это сочетание высокой средней скорости движения и проходимости. Ввиду отсутствия развитой регулярной сети пунктов медицинской помощи, станций МЧС и постов ДПС, расстояние от них до места ДТП может составлять 100-150 км, между тем, в условиях больших отрицательных температур время прибытия к месту аварии не должно превышать 1 часа. Таким образом, средняя скорость движения аппарата должна составлять 100-150 км/ч. Дорожная обстановка на автозимниках диктует требования к высокой проходимости: возможность преодоления бродов глубиной до 1,5 м, движение по грунтовым колеям и свежевыпавшему снежному покрову. Очевидно, что данные требования являются взаимоисключающими, поскольку достижение больших скоростей колесными/гусеничными транспортными средствами на участках тяжелого бездорожья невозможно. Удовлетворить им может только летательный аппарат, для которого проходимость имеет значение лишь на кратковременных участках движения по земле, а затяжные участки бездорожья он преодолевает по воздуху, не снижая скорости. Требования вместительности и грузоподъемности вытекают из анализа статистики аварий и типовых операций по оказанию помощи при ДТП. Значительная доля серьезных аварий происходит с участием грузовых автомобилей, когда число пострадавших не превышает 1-2 человек. При этом наиболее важно обеспечить оперативность доставки сотрудников МЧС, скорой помощи и ДПС, иногда с небольшой номенклатурой специнструмента для освобождения зажатых в автомобилях людей, а затем эвакуировать пострадавших в пункт оказания помощи. Значительная часть автозимников приходится на открытые безлесые пространства с относительно гладким рельефом местности, потенциально пригодные для использования небольших летательных аппаратов, способных взлетать и приземляться на участки автодороги длиной не более 200 м с шириной проезжей части 4,5-10 м. Весьма существенное значение имеют требования по невысокой стоимости эксплуатации и простоте технического обслуживания/ремонта, что продиктовано недостаточностью финансирования в указанных регионах, необходимостью массового использования спасательной техники ввиду больших территорий, отсутствием высококвалифицированных специалистов и оснащенных высокотехнологичным оборудованием ремонтных центров, а также тяжелыми условиями эксплуатации. Это исключает использование технически и конструктивно сложных транспортных средств, например, оснащенных газотурбинными двигателями, имеющих сложную трансмиссию или изготовленных из дорогостоящих композиционных материалов. Помимо экономических соображений, такая техника зачастую требует особых условий хранения, а это влечет за собой увеличение времени на приведение ее в состояние готовности к использованию, и в конечном счете снижает оперативность прибытия на место аварии. Предлагается использование для нужд спасения и оказания помощи пострадавшим в ДТП легкомоторных

самолетов короткого взлета и посадки. В качестве примера, достаточно полно удовлетворяющего вышеперечисленным требованиям и ограничениям, лишенного основных недостатков тяжелых вертолетов и автомобилей, но вместе с тем сочетающего ряд их важных преимуществ, рассмотрен разработанный автором легкомоторный самолета короткого взлета и посадки ДС-417 «Зимник». Такая машина может выполнять взлеты и посадки на участках автомобильных дорог протяженностью не более 200 м, обслуживая значительную протяженность зимников, приходящихся на открытые безлесые пространства с относительно гладким рельефом местности. Основные решаемые задачи – посадка на месте ДТП с целью доставки сотрудников ДПС, МЧС, скорой медицинской помощи; эвакуация пострадавших; доставка спецоборудования, инструмента, провизии и т.п. к месту длительной работы спасательной бригады; доставка водолазных бригад и снаряжения к месту ухода под лед автотранспорта; доставка продуктов питания, медикаментов, генераторов и теплой одежды к местам заторов в случае снеговых заносов, когда автотранспортное сообщение невозможно; патрулирование аварийно-опасных участков зимника с воздуха.

Разработка винтового прибора с целью исследования характеристик электрических двигательных установок ДПЛА

Соснов О.Р., Маслов С.А.
Научный руководитель — Калягин М.Ю.
МАИ, Москва
Privaresubruru@mail.ru

Малоразмерные ДПЛА получили широкое распространение при проведении операций как в гражданской, так и в военной сфере. Существует большой класс – электро-ДПЛА, использующих для привода воздушного винта (ВВ) электродвигатель. Время работы таких ЛА ограничено емкостью бортовых источников питания и условиями применения.

При проектировании беспилотного летательного аппарата типа мультикоптер необходимо с приемлемой точностью знать такие характеристики силовых установок малоразмерных ЛА, как тяга, создаваемая воздушным винтом, сила тока в электрической цепи, количество оборотов воздушного винта в минуту, температуру электродвигателя, напряжение аккумуляторной батареи и создаваемые в процессе эксплуатации шумы. Для проведения исследований в этой области в СКБ 602 МАИ был создан винтовой прибор, позволяющий измерять:

- Тягу винтомоторной группы в диапазоне от 0,1 до 5 кг
- Напряжение аккумуляторной батареи до 25В
- Число оборотов воздушного винта
- Потребляемый ток винтомоторной группой
- Температуру двигателя на всех стадиях испытания

Устройство представляет собой неподвижную раму с направляющими, на которых установлена винтомоторная группа (ВМГ) и система датчиков. Измерение силы тяги, развиваемой ВМГ, осуществляется при помощи тензодатчика и аналого-цифрового преобразователя HX-711. Датчик GY-712 измеряет силу тока в цепи, однако, в случае, когда потребляемая сила тока превышает максимальное значение для датчика GY-712, равное 30А, датчик отключается, а сила тока измеряется с помощью токоизмерительных клещей. Число оборотов винта фиксируется датчиком оборотов YL-63 (FC-51). Напряжение аккумуляторной батареи измеряется датчиком Voltage Sensor VCC 25V.

Электрическая мощность, потребляемая силовой установкой, вычисляется по полученным сигналам о токе и напряжении, действующих в цепи управления ДУ.

Температура испытываемой винтомоторной группы определяется с помощью тепловизора FLIR ONE для смартфона IPHONE 5.

Проведенные на стенде испытания дали возможность установить эмпирическую связь между нагревом винтомоторной группы в процессе испытания и потерей тяги, возникаемой из-за увеличения сопротивления токопроводящих элементов. Данная статистика поможет избежать аварийных ситуаций при эксплуатации винтомоторных групп на ДПЛА.

Предложенное устройство так же может быть полезно на этапе предварительного проектирования малоразмерного ДПЛА для выбора мощности ДУ и типа ВВ, а также для заблаговременного обнаружения брака ВВ или ДУ.

Оценка предельного коэффициента вытяжки цилиндрических деталей из листовых заготовок переменной

Сторожилов В.А., Левина А.В., Фонарев Д.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Баскаков В.Д.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва
storozhilov_rzn@mail.ru

Одним из перспективных направлений совершенствования технологии изготовления цилиндрических оболочечных деталей является использование листовых заготовок переменной толщины. Такие заготовки находят применение при вытяжке, формовке, ротационной вытяжке металлических обечаек для ракетно-космической техники. Использование таких заготовок позволяет получать детали с заданным распределением толщины стенки, а также улучшить технико-экономические показатели их производства.

Одной из двух ключевых задач, решение которой создает научную основу для сокращения числа технологических операций при вытяжке, является задача определения закона изменения толщины листовой заготовки дисковой формы, обеспечивающего максимально возможное отношение диаметра фланца к диаметру вытягиваемого цилиндрического стакана за одну технологическую операцию, т.е. наибольшее значение предельного коэффициента вытяжки.

Второй ключевой задачей является снижение разнотолщинности стенок деталей, полученных в результате технологической операции вытяжки. Наиболее перспективным путём её решения может быть то же самое, что и в первой задаче - профилирование заготовки по толщине. Во многих случаях это технически и экономически целесообразнее, чем удаление слоя металла после штамповки. Такие заготовки позволяют изготавливать вытяжкой разнообразные цилиндрические детали с заданным распределением толщины стенки вдоль образующей. При этом можно получать детали не только с постоянной толщиной стенки, но и детали, у которых толщина стенки уменьшается в направлении от купола к открытому краю.

В данной работе рассмотрен один из важных этапов решения первой задачи – предложен графоаналитический метод определения коэффициента вытяжки при любой функции изменения толщины фланца в радиальном направлении. Его несомненное преимущество – учет возможного превышения допускаемых значений радиальных напряжений во фланце при движении масс материала дисковой заготовки от периферии к перетяжному ребру матрицы оснастки в процессе вытяжки. Также с помощью данного метода определен предельный коэффициент вытяжки для логарифмического закона изменения толщины фланца заготовки.

Кроме того разработанный метод, связанный с анализом графических зависимостей, применим и для решения второй задачи. На основе известных данных по изменению толщины стенки у цилиндрических деталей получено условие компенсации утолщения, связывающее между собой предельный коэффициент вытяжки и толщину кромки фланца. Графически учитывая оба условия: условие компенсации утолщения и предельных значений коэффициента вытяжки с учетом смещения (движения масс заготовки) в зависимости от той же толщины кромки фланца, можно получить область значений и само максимальное значение коэффициента вытяжки, при котором будет сохраняться равнотолщинность стенки

детали. Таким способом попутно введена поправка для сохранение равнотолщинности стенки на полученный ранее коэффициент вытяжки логарифмического закона распределения толщины.

Таким образом с помощью предложенного графоаналитического метода можно достаточно точно оценить предельный коэффициент вытяжки цилиндрических деталей для данного распределения толщины от центра к краю с учетом смещения и сохранения равной толщины стенки от купола к торцу.

Разработанная методика упростит процедуру оценки предельных коэффициентов вытяжки и ускорит поиск подходящего под заданные условия закона распределения толщины дисковых заготовок, что позволит в конечном счете сократить число промежуточных операций и оптимизировать процесс производства в целом, улучшив тем самым его технико-экономические показатели.

Математическое моделирование системы нейтрального газа самолёта

Ткаченко И.О., Сатин А.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Пугачёв Ю.Н.
МАИ, Москва
igorek_t@list.ru

Основной задачей при эксплуатации современной авиационной техники является обеспечения максимальной безопасности пассажиров и членов экипажа.

Одной из наиболее опасных ситуаций в практике эксплуатации авиационной технике является возгорание и взрыв в топливных отсеках и отсеках двигателей.

Существуют различные способы предотвращения данных явлений на современных ЛА – это и протектирование топливных баков, и создание и установка систем пожаротушения, а так же как один из наиболее эффективных способов - использование системы нейтрального газа.

Система нейтрального газа предназначена для наддува топливных баков и созданием над зеркалом топлива среды неподдерживающей горение.

Существует несколько направлений по организации получения нейтрального газа и последующей его подачи в топливные баки.

Самым перспективным на сегодняшний день является компонентное разделение потока воздуха в половолоконных мембранах [1].

Проектирование данных систем является сложным, многоитерационным процессом, требующим комплексного подхода и учета большого количества воздействующих факторов.

Важным моментом в проектирования системы является определение потребного количества воздушно-газовой смеси для заполнения топливных баков различного объема.

Современные методы проектирования и математического моделирования позволяют сократить сроки и стоимость разработки, а также существенно упростить испытания подобных систем.

Разработанная математическая модель сопровождает весь жизненный цикл системы нейтрального газа, начиная с этапа аванпроекта и до ее модернизации.

Разработанная в рамках исследований динамическая математическая модель в программном комплексе Simintech, состоит из схемы теплогидравлики и схемы автоматики и позволяет определить её основные характеристики, имитировать работу системы на всех режимах эксплуатации самолёта и оценить необходимое количество воздушно-газовой смеси для заполнения топливных баков.

Данные, полученные с использованием разработанной математической модели, имеют важное практическое значения и позволяют сформировать необходимые технические требования к перспективным, вновь разрабатываемым агрегатам системы нейтрального газа.

Литература:

1. William M Cavage «The effect of fuel on an inert ullage in a commercial transport airplane fuel tank», 2005.

Выбор критерия прочности для элементов конструкции из полимерных композиционных материалов гражданского самолета

Томашевский А.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Мартиросов М.И.
МАИ, Москва
al.tomashevsky@gmail.com

Механика разрушения элементов конструкций из полимерных композиционных материалов весьма сложна из-за анизотропии, взаимного влияния напряженно-деформированного состояния (НДС) отдельных монослоёв, образующих композитный пакет (КП), специфики структуры и ряда других причин.

В настоящее время существует достаточно большое число подходов к оценке прочности КП, в основе которых лежат различные критерии разрушения. Такие критерии, как правило, относятся к отдельно взятому монослою и основываются на экспериментальных данных. Следует отметить, что для КП не существует однозначного критерия разрушения. Имеющиеся критерии являются феноменологическими и описывают прочность в монослое на основе экспериментов по результатам испытаний на растяжение, сжатие и сдвиг. Критерии разрушения определяют критическую комбинацию действующих в монослое напряжений или деформаций, что и приводит к разрушению. В общем случае исследование прочности КП сводится к анализу НДС его монослоев и определению коэффициентов запаса прочности по существующим критериям разрушения. Минимальный из этих коэффициентов запаса и определяет запас прочности всего КП.

У ряда применяемых на практике критериев разрушения КП серьезным недостатком является невозможность определения причины разрушения монослоя (разрушается матрица или волокно). Однако разрушение матрицы отдельного монослоя может не привести к исчерпанию его несущей способности и КП может и далее воспринимать действующую нагрузку (критерии Hill, Hoffman, Tsai-Wu и другие). В настоящее время получили распространение критерии, которые дают возможность определить запасы прочности матрицы и волокна отдельно (критерии Puck, Hashin-Rotem).

Математически критерии разрушения, как правило, описываются функциями, значения которых сравниваются с единицей.

В работе рассматривается плоская монолитная панель прямоугольной формы из углепластика на основе препрега HexPly M21/34%/UD268/IMA-12K производства фирмы Hexcel Composites (США).

Характеристики монослоя известны (толщина, плотность, объёмное содержание наполнителя, пределы прочности при растяжении и сжатии вдоль и поперек волокна, предел прочности при сдвиге в плоскости КП, модули упругости при растяжении и сжатии вдоль и поперек волокна, модуль упругости при сдвиге в плоскости КП, коэффициент Пуассона).

Исходные данные для расчета являются паспортными и получены экспериментально применительно к режиму RTD (Room Temperature Dry): испытания материала в условиях лаборатории (температура +23о С, влажность – в состоянии поставки образцов).

Определяются жесткостные и прочностные характеристики КП. Проводится расчет на прочность данной панели методом конечных элементов под действием различных комбинаций заданных статических нагрузок (основной вариант нагружения: растяжение-сжатие в двух направлениях и сдвиг).

Рассматриваются следующие критерии разрушения: maximum stress, maximum strain, Hill, Hoffman, Tsai-Wu, Tsai-Hill (Hill-Mises), Hankinson, Cowin, Puppo-Evensen, Norris, Fischer (Modified Norris), Puck, Hashin-Rotem и другие. Дается сравнение результатов, полученным по различным критериям разрушения. Выработаны практические рекомендации.

Разработка конструкции вычислительного блока системы управления КЛА на основе применения блоков «пакетного» конструктива с использованием гибких печатных кабелей

Троицкий М.И.
Научный руководитель — Смирнов С.А.
МАИ, Москва
troitskimi@mail.ru

Одними из немаловажных факторов, обеспечивающих, требуемое качество функционирования вычислительных блоков бортовых систем управления КА при их конструкторской разработке являются надежность защиты от воздействия внешних факторов, а также обеспечение наиболее оптимальных массогабаритных параметров. Наряду с этими, также актуальными остаются вопросы как об унификации деталей, так и о сокращении временных и материальных затрат на производство блока. Целью данной работы является поиск комплексного конструкторского решения, удовлетворяющего вышеперечисленным требованиям.

Такое решение отразилось в применении конструкции на основе блоков «пакетного конструктива», которые представляют собой набор устройств, состоящих из печатных плат, заключенных в рамочные конструкции (обечайки), в дальнейшем собирающиеся в единый блок. «Пакетный» конструктив обладает рядом таких преимуществ как:

простой принцип сборки блока;

хорошая организация кондуктивного теплоотвода от печатных плат, осуществляемый за счет теплопровода - который крепится к плате с обратной стороны относительно электрорадиоизделиями (ЭРИ) (через теплопровод тепло передается обечайке, а с обечайки – на термостабилизирующую панель, на которой устанавливается блок);

высокая стойкость к механическим воздействиям.

Каждое из устройств блока отвечает собственному требуемому функционалу, следовательно, они могут быть совершенно уникальными по комплектации ЭРИ, высота которых может широко варьироваться. Вследствие этого, появляется необходимость увеличения расстояния между соседними печатными платами блока, что достигается увеличением размера обечайки. Однако изначально, принцип пакетного конструктива предполагает использование в качестве межплатного соединителя элемент фиксированных габаритов (ПСПМ – плата соединительная печатного монтажа), исключающий возможность регулировки толщины обечайки. Поэтому резонным решением было найти замену существующему соединителю, в роли которого был использован гибкий печатный кабель (ГПК). Во-первых, его выбор обуславливается возможностью использования кабеля необходимой длины, которая подбирается в зависимости от высоты устройства. Во-вторых, гибкость ГПК позволяет самому определить компоновку устройств блока. Это дает возможность не только «складывать» устройства друг на друга, но и расположить их под различными углами в различных плоскостях, сохраняя при этом коммутацию между устройствами.

Таким образом, применение технологии пакетного конструктива на основе гибких печатных кабелей дает нам преимущество в массогабаритных показателях, а также снижает вероятность возникновения брака, обусловленного необходимостью соблюдения жестких требований на допуски к отверстиям под ПСПМ. Технологичность же увеличивается благодаря применению сборной рамочной конструкции обечайки, (рамка собирается из 4-х планок посредством резьбового соединения), что дает нам возможность избавиться от изготовления её из цельного листа алюминия. По этой же причине снижаются и материальные затраты.

Определение высотно-скоростных характеристик электрического авиадвигателя

Тюшин А.В., Щугорев В.О.
МАИ, Москва
alexvt1997@mail.ru

Развитие авиационной отрасли на текущий момент во многом обусловлено увеличением экологичности перелётов и эксплуатации летательных аппаратов, а также использованием альтернативных источников энергии, в число которых главным образом входят двигатели на электрической тяге и их компоненты. Вследствие этого набирает актуальность вопрос о проектировании самолётов с гибридными либо полностью электрическими силовыми установками.

При проектировании самолета для получения требуемых летно-технических характеристик ключевой составляющей являются характеристики силовой установки. Параметры силовой установки влияют на внешний облик летательного аппарата и исследование данной проблемы позволит определить особенности самолета с двигателем такого типа. Рассматривается модель двигателя, в котором электромотор является аналогом первого контура традиционного двухконтурного турбореактивного двигателя.

Главным отличием такого типа двигателя является реализация электромотором полной мощности при любой скорости набегающего потока и плотности воздуха. Также при сравнении с двухконтурным турбореактивным двигателем у электрического отсутствует тяга, создаваемая первым контуром.

Кроме определения располагаемой тяги электрической силовой установки, в работе находится потребление энергии на различных режимах работы двигателя.

Итогом работы является получение высотно-скоростных характеристик и энергопотребление электрической силовой установки перспективных самолетов, а также сравнение электрического двигателя с турбореактивным двигателем с аналогичной тягой.

Исследования в области разработки беспилотного экраноплана

Утенков М.Д.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Агаев Р.Н.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
maksimutenkov1934@yandex.ru

Недостаток фундаментальных знаний в сфере проектирования и создания экранопланов приводят к сложности расчета параметров, разрабатываемого экраноплана и их теоретического обоснования. Создание эскизного проекта на основе расчетов первого приближения сводится к получению внешнего облика, проектируемого экраноплана. Как говорилось выше, взяв за прототип уже существующий экраноплан, применив аэродинамическую схему, удовлетворяющую требованиям самостабилизации, а также различные конструкторские решения, основанные на опыте проектирования экранопланов, стоит говорить о создании эскизного проекта беспилотного экранопална, основанного на анализе различных математических и материальных моделей.

Самым высокоэффективным способом проектирование является создание модели и проведение натурных испытаний с целью получения точных данных для усовершенствования конструкции, аэродинамической схемы.

Для выработки аэрогидродинамической модели экраноплана производится изучение процессов движения на частных моделях: аэротрубных, буксируемых над водной поверхностью, буксируемых над твердой поверхностью и, наконец, в исключительных случаях, с помощью радиоуправляемых моделей. Переход от частных моделей к обобщенной (суммирование результатов исследований частных моделей) представляет собой очень сложный творческий процесс. Совокупность этих исследований позволяет

выработать рациональную аэрогидродинамическую модель для разрабатываемого типа экраноплана. Отбор наилучшего варианта производится по критерию: аэрогидродинамическое качество, умноженное на скорость (этот критерий, по аналогии с коэффициентом производительности транспортного средства, в целом можно трактовать как коэффициент производительности аэрогидродинамической модели экраноплана). Под аэрогидродинамической моделью проекта экраноплана (по Р.Е. Алексееву) понимается теоретическая (знаковая) модель, описывающая форму корпуса и соотношение его главных размеров, форму и соотношение размеров крыльевых систем, взаимное расположение корпуса и крыльев, расположение энергетической установки, тип и характеристики взлетно-посадочного устройства (лыжно-амортизирующее устройство, воздушно-амортизирующее устройство, убираемы подводные крылья малой площади и др.) в совокупности с информацией о скоростных, мореходных и амфибийных свойствах экраноплана. Логично поставить вопрос о возможности создания логикоматематической аэрогидродинамической модели экранопланов, аналогичной в некотором смысле логико-математической модели водоизмещающих судов. Следует заметить, что это сложная проблема формализации накопленных знаний. На данном этапе развития экранопланостроения необходимо, по возможности, фиксировать найденные рациональные решения в наиболее формализованном виде, вырабатывать соответствующие формализованные понятия. Создание логико-математической аэрогидродинамической модели экранопланов следует рассматривать как предельный результат работ в этой области. Основным способом решения задачи будет оставаться способ получения информации путем экспериментально-теоретических исследований. Такие глубокие исследования должны использоваться для повышения качества экспериментально-теоретических исследований.

Для начальных этапов проектирования наиболее эффективным стоит принять метод, опирающийся на глубокую модернизация какого-либо выбранного прототипа. За прототип целенсообразно взять стоявший на вооружении ударный экраноплан «Лунь». На основе анализа существовавших проектов экранопланов, а также статистических показателей эффективности принятых решений создана виртуальная модель в прогрммной среде Solid Works.

Использование беспилотного экраноплана позволяет увеличить экономическую отдачу по сравнению с самолетами (сопоставимого взлетного веса и полезной нагрузки). Это связано с тем, что для экраноплана характерно высокое аэродинамическое качество, влияющее как на эффективность аэродинамической компоновки, так и в конечном итоге на расход топлива. Более того, экраноплан взлетает с воды, следовательно, ему не требуется дорогостоящие аэродромы. Кроме того, экраноплан обладает такими качествами как манёвренность, значительная грузоподъемность, большой радиус действия.

Результатом анализа существующих проектов, а также способов и методов разработки существующих и перспективных экранопланов являются следующие выводы:

- первостепенной задачей проектирования экранопланов является создание структурированных фундаментальных знаний
- применение современных технологий расчета позволят существенно уменьшить время создания проекта, и его реализацию
- метод создания и исследования с помощью различных моделей является наиболее эффективным

Испытание натурной модели позволят с высокой точностью оценить устойчивость и управляемость экраноплана, а также создаваемый самостабилизирующий эффект, что позволяет оценить эффективность используемой аэродинамической схемы.

Разработка внутреннего подвижного корпуса лазерной оптической головки на режимы сварки, резки и сверления отверстий при помощи пневматического цилиндра

Хайруллина Л.Р., Филипов А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Смородин Ф.К.
КНИТУ-КАИ, Казань
Lraisovna777Z777@yandex.ru

Использование вспомогательного газа позволяет существенно снизить удельные затраты энергии излучения благодаря более интенсивному удалению из узкой щели реза продуктов разрушения. При резке металлов применяют в основном кислород. На лобовой поверхности реза выделяется дополнительная теплота в результате окисления металла. Образуется оксидная пленка, которая значительно повышает коэффициент поглощения излучения.

В физико-математической модели Смородина Ф.К. рассматривается механизм газолазерной резки с непрерывным удалением жидкого расплава вдоль фронта реза, образующегося под воздействием плавления металла лазерным излучением. В модели описаны закономерности, в которых выдув жидкого расплава вниз по фронту реза осуществляется, как за счет перепада статического давления в струе режущего газа, так и за счет силы трения со стороны потока технологического газа. Для лазерной резки алюминиевых сплавов необходимо сделать добавку в формуле в виде градиента по времени, который указывает на быстротечный и эффективный выдув расплава, что характерно для импульсной лазерной резки.

Импульсная лазерная резка алюминиевого сплава предпочтительна не только для турбореактивного двигателя, но и для фюзеляжа, крыла и оперения.

Импульсная лазерная резка проводилась на технологическом комплексе LASERCUT 3015 мощностью 4 кВт. Данные экспериментальные исследования резки алюминиевого сплава В93 проводилось для резки отверстий, пазов в камерах сгорания и входного обтекателя газотурбинного двигателя при изменении следующих параметров: мощности лазера, скорости резки, частоты и длительности импульсов, заглубления фокального пятна в материал.

Большой перепад температуры в стенках жаровой трубы приводит к появлению в них температурных напряжений, которые вызывают коробление, а иногда и разрушение стенок. При проектировании камер сгорания уделяется внимание их охлаждению. Для предотвращения дефектов в виде трещин и короблений в зоне термического влияния предлагается использование импульсной лазерной резки. Применение импульсного излучения позволило снизить удельные затраты энергии излучения за счёт использования воздуха вместо дорогостоящего газа - кислорода, а также существенно повысили качество резки по технологическим показателям – шероховатость поверхности до 0,43 мкм и ширину реза до 0,15 мм при резке алюминия толщиной 7 мм.

Получены результаты экспериментов импульсной лазерной резки алюминиевого сплава В93.

Результаты используются на предприятиях ОАК, как малоотходный и высокопроизводительный процесс. Для выполнения экспериментов были выбраны алюминиевые сплавы толщинами 3 мм, 5 мм, 7 мм. В результате выбранных режимов по планированию экспериментов определены оптимальные режимы по скорости импульсной лазерной резки, мощности лазерного излучения. Данные результаты будут способствовать повышению производительности процесса. Эффективное использование дешёвого технологического газа – воздуха будет способствовать уменьшению энергозатрат.

Исследование шероховатости поверхности образцов из стали 30ХГСН2А-ВД после процесса выглаживания

Чепурина А.Е.
Научный руководитель — Швецов А.Н.
СНИУ им. С.П. Королёва, Самара
anastasia.ev97@gmail.com

В качестве исследуемых образцов стали 30ХГСН2А-ВД служили участки длинной 300 мм, вырезанные из поршня стойки самолёта Ил-76. В качестве выглаживающего инструмента использовался индентор из синтетического алмаза марки АСБ-1.

Процесс алмазного выглаживания является одним из самых простых и эффективных методов отделочно-упрочняющей обработки, получившей достаточно широкое распространение благодаря тому, что позволяет обеспечить достаточно высокие и стабильные показатели качества (шероховатость, остаточные напряжения и глубина наклёпа) в отличие от других методов поверхностно-пластического деформирования.

Для осуществления процесса алмазного выглаживания вся поверхность образцов делилась на участки равной длинны, 20 мм . Выглаживание осуществлялось как по предварительно обработанной поверхности суперфинишем, шероховатость при этом составляла мкм, так и после наружного точения для исследования влияния исходной шероховатости.

Измерение шероховатости поверхности осуществлялось на автоматизированном профилографе-профилометре модели БВ-7669 .

Минимальная шероховатость поверхности достигается при усилии выглаживания равном 250 Н. Также снижению шероховатости способствуют увеличение радиуса сферы выглаживающего инструмента, уменьшение величины продольной подачи, снижение скорости выглаживания приводит к незначительному снижению шероховатости поверхности. Влияние исходной шероховатости на шероховатость выглаженной поверхности, оказывает прямое воздействие.

На основании результатов однофакторных экспериментов были получены частные и общие эмпирические зависимости, связывающие шероховатость поверхности с силой выглаживания, с радиусом сферы выглаживающего инструмента, с величиной продольной подачи и со скоростью выглаживания.

Путём выбора рациональных параметров процесса выглаживания можно обес-печить минимальное значение шероховатости поверхности.

Учебно-тренировочный самолёт с электрической силовой установкой

Шепеляев А.А.
Научный руководитель — Шавёлкин Д.С.
МАИ, Москва
kudriavuy95@gmail.com

Актуальность

На сегодняшний день стоимость летного часа очень высока, это препятствует массовому освоению людьми летного дела. Мы считаем, что проблема кроется в сложности и дороговизне обслуживания ДВС. В качестве решения этой проблемы мы предлагаем замену ДВС на электрический двигатель. Эксплуатация и обслуживание электрического двигателя гораздо дешевле и проще чем у ДВС. Это позволяет в разы сократить стоимость летного часа.

Преимущества самолёта с электрической силовой установкой: такой самолёт будет обладать рядом преимуществ перед самолётом с ДВС. Такие качества как большая энергоэффективность электродвигателя, его надёжность и простота в совокупности с

уменьшенной нагрузкой на экипаж, дешевизной энергоносителя делают самолёт с электрической силовой установкой перспективным.

Но, к сожалению, существует ряд минусов у такой концепции. Самый главный недостаток – это малое время полёта. На сегодняшний день с удельной ёмкостью аккумуляторов можно добиться чуть больше часа полёта, что очень мало по сравнению с самолётами с ДВС.

Решение – обучение частных пилотов. Мы предлагаем внедрить электросамолёт в программу обучения, что позволит летать простые упражнения на электросамолёте, а более длинные по времени упражнения курсанты будут выполнять на самолёте с ДВС.

Очевидно, что проектирование самолета «с нуля» является очень долгим процессом, во многом непосильным для студентов и привело бы к затягиванию реализации проекта на 5-7 лет.

Анализ самых удачных учебно-тренировочные самолётов, которые бы подходили под наши цели и могли бы быть ремоторизированными.

Методика расчёта массы батареи и времени полёта. Требования: исходя из рассчитанной массы АКБ для полёта по маршруту, определить количество возможных полётов по кругу с учётом аварийного запаса 10 мин.

Особенности ЛА с электрической силовой установкой и как адоптировать эти особенности в классическую конструкцию ЛА. Выбор КСС моторамы.

Облик самолёта создаваемого специально под электрическую силовую установку. Все работы и исследования которые мы проводим над ремоторизируемом самолёте должны лечь в основу «чистого електрического самолёта»

Энергопотребление систем полностью электрических транспортных самолётов

Щугорев В.О., Тюшин А.В.
МАИ, Москва
v.shchugorev@mai.ru

Полностью электрические самолеты и самолеты с гибридными двигателями в настоящее время рассматриваются как одно из направлений, которое позволит соответствовать ужесточающимся экологическим нормам по выбросам и шуму на местности и таким образом иметь право использовать воздушное пространство. Данное направление стремительно развивается, о чём однозначно говорят успешно реализованные летательные аппараты, например, Airbus E-Fan, и такие концепции магистральных самолетов, как Airbus E-Thrust.

Для самолетов, разработанных по указанной концепции, главной проблемой является источник энергии. В соответствии с этим при проектировании полностью электрических самолетов необходимо точно определять количество энергии, расходуемой в полете. Так как источником энергии всех систем в данной концепции является электроэнергия, то важной задачей является определение их потребной мощности.

Целью работы является определение соотношения энергии, затрачиваемой на работу различных систем, и энергии, расходуемой на работу силовой установки. Исследуются потребные мощности для работы системы управления, бортового радиоэлектронного оборудования, системы кондиционирования воздуха. Рассмотрены различные размерности самолетов при полете на маршруты различной дальности.

Результатом работы является абсолютные и относительные значения потребляемой мощности различных систем полностью электрического транспортного самолета и расход энергии на самолетные системы аппаратов различной размерности на маршрутах различной дальности.

Секция №1.4 Математическое моделирование

Моделирование многофазного течения в циклоне-катализаторе

Аникина В.Д.
Научный руководитель — Савченко Г.Б.
БГТУ «Военмех», Санкт-Петербург
torziriael@yandex.ru

С целью обеспечения возможности автономного обслуживания летательных аппаратов на водород-воздушных топливных элементах в труднодоступной местности был разработан мобильный заправочный комплекс получения водородного топлива [1]. Для снижения массогабаритных характеристик и повышения скрытности объекта предложен ряд мер, в том числе – внедрение совмещенной конструкции циклона-катализатора [2].

Для проверки работоспособности предлагаемой конструкции циклона необходимо провести моделирование течения рабочего тела по внутренним полостям, которое позволило бы оценить степень сепарации частиц К-фазы и общую эффективность конструкции. При расчете вводятся следующие допущения:

1. Рабочее тело – идеальный газ с параметрами продуктов сгорания, поступающих на вход. Параметры рассчитываются по условиям работы блоков, стоящих перед циклоном;
2. Химические реакции в потоке и на катализаторе отсутствуют. Т.е. слой насыпного катализатора заменяется эквивалентным по пропускным свойствам слоем некаталитического вещества. Это допустимо, так как не ставится цель узнать выходной состав потока;
3. Течение трехмерное, стационарное;
4. Теплообмен между потоком и стенками конструкции отсутствует. В общем случае, необходимо охлаждение стенок емкости с катализатором, так как протекающие реакции являются экзотермическими. Но в силу второго допущения охлаждением можно пренебречь;
5. Дискретная фаза моделируется в представлении Лагранжа, что наиболее точно соответствует реальным условиям;
6. Соударения частиц К-фазы со стенками упругое. Это допустимо, так как не ставится цель моделировать процессы налипания на стенки, а необходимо определить эффективность общей сепарации частиц;

Для данного расчета будет задаваться конфигурация К-фазы, состоящая из нескольких групп частиц С* различного диаметра. Данные по К-фазе берутся из результатов экспериментов и отработок аналогичных установок. В предварительном расчете без теплообмена также не будут моделироваться процессы взаимодействия частиц между собой (коагуляция, дробление) и налипание на стенки. Однако в дальнейшем расчетная схема будет усложняться.

Для проведения моделирования необходимы следующие входные данные:

1. Модель конструкции циклона-катализатора (геометрия) с нанесенной расчетной сеткой;
2. Массовый расход газового потока на входе;
3. Средний диаметр частиц К-фазы для каждой группы;
4. Параметры рабочего тела (температура, давление, вязкость и пр.)

Результаты моделирования позволят предварительно оценить общую работоспособность предлагаемой конструкции, оценить характер течения, оптимизировать структуру каналов. Далее будет проводится расчет течения с теплообменом, на основании которого будет проводится оптимизация системы охлаждения, при условии общей работоспособности схемы.

Библиографический список:

1. Аникина В.Д., Савченко Г.Б. Применение технологии получения водородсодержащего газа на базе ВТР с использованием обогащенного воздуха в мобильных

установках заправки БПЛА // Инновационные технологии и технические средства специального назначения: материалы IX Общероссийской научно-практической конференции/ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2016.

2. Аникина В.Д., Савченко Г.Б. Результаты анализа алгоритма проектирования установки получения водородсодержащего газа для топливных элементов // Материалы III Общероссийской научно-технической конференции «Старт-2017» / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2017.

3. Аникина В.Д., Савченко Г.Б. Анализ работы установки получения водородсодержащего газа на базе высокотемпературного реактора при использовании обогащенного воздуха // Молодежь. Техника. Космос: материалы IX Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2017.

Применение средств математического моделирования при сопровождении процесса проведения летных испытаний

Бокарев М.А., Братчиков А.И.
Научный руководитель — Панчугин Д.С.
ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева», Жуковский
mikhail-bokarev@rambler.ru

Усложнение и увеличение количества задач, решаемых в полете, потребовало внедрения цифровых вычислительных технологий практически во все виды оборудования самолета. Этот процесс сопровождается усложнением задач и алгоритмов управления, а также общим увеличением числа регистрируемых параметров, записываемых на разнотипные бортовые накопители. Это требует изменения подхода к сопровождению летных испытаний, т.к. анализ полетной информации в виде первичных параметров, связанных сложным алгоритмом, позволяет в лучшем случае качественно оценить их изменения, но не количественное изменение в соответствии с заложенными алгоритмами. Зачастую требуется проведение моделирования процесса управления для прогноза поведения самолета с различными законами управления, а также для определения качества и точности управления, анализа устойчивости и управляемости. Отдельные «сложные» режимы пилотирования могут быть заблаговременно отработаны до выполнения полета, повышая уровень безопасности проведения летных испытаний, особенно для новых типов ВС. Данная задача решается с достаточно высокой точностью при использовании средств математического и полунатурного моделирования на пилотажном стенде.

Для наиболее точного процесса моделирования динамики летательного аппарата пилотажные стенды оснащаются быстродействующей цифровой вычислительной машиной. Для обеспечения требуемой скорости моделирования полёта создаются специализированные пилотажные стенды, предназначенные для решения конкретных задач. При этом воспроизводятся лишь те факторы, которые существенно влияют на результаты решаемых на стенде задач.

Разновидностью пилотажных стендов являются инженерные стенды ("мини-стенды"). Такие стенды являются упрощенными в плане оборудования и состоят, как правило, из средств визуализации – мониторов, имитаторов органов управления – джойстиков, вычислителей - ПК и оптимизированы под исследовательские и инженерные задачи. В остальном – математические модели динамики ЛА и систем самолета соответствуют аналогичным, применяемым в пилотажных стендах.

На сегодняшний день в летно-испытательном и доводочном центре «ОКБ им. А.С. Яковлева» создан и применяется инженерный стенд самолета Як-130 для предполетного и сопровождающего математического моделирования алгоритмов комплексной системы управления (КСУ-130) и динамики полета. Данный стенд при использовании средств математического моделирования позволяет анализировать динамику полета и работу алгоритмов системы дистанционного и автоматического управления еще до выполнения

полета, в соответствии с полетным заданием, комплексно и эффективно обрабатывать результаты летных испытаний систем управления, а также сравнивать реальные процессы, происходящие на самолете, с полученными процессами на математической модели для высокоавтоматизированных систем управления полетом.

Создание такого стенда обеспечивает проведение обработки и анализа материалов испытаний современных систем управления ЛА на современном техническом уровне; повышает эффективность, достоверность, безопасность и качество проведения летных испытаний (ЛИ) с общим сокращением времени проведения летных испытаний ЛА любых типов, в том числе для самолетов семейства МС-21, Як-152.

Для инженерного стенда самолета Як-130 используется программно-математическое обеспечение (ПМО) Mathworks Matlab/Simulink, применяя функционал, которого, удается обеспечить:

- сравнение материалов моделирования с данными, полученными при проведении ЛИ;
- отладку и анализ материалов ЛИ и материалов сопровождающего моделирования;
- составление и предварительную отработку с проведением предварительного моделирования, в том числе с летным составом, задания для нового летного эксперимента;

Сочетание экспериментального и математического моделирования тепловых режимов КА

Быков Николай
Научный руководитель — д.т.н. Колесников А.В.
МАИ, Москва
smaper@yandex.ru

Для проектирования космического аппарата (КА) и определения рабочих характеристик системы терморегулирования в условиях наземных испытаний и при полете в космическом пространстве требуется надежная математическая модель соответствующей физической системы. Уверенность в правильности математического моделирования теплового состояния КА может быть достигнута либо в результате непосредственного апробирования системы терморегулирования при достаточно точном моделировании условий космического пространства в наземном эксперименте, либо путем проверки используемой математической модели. Первый путь сопряжен с чрезвычайно большими трудностями, поэтому второй способ привлекает к себе все большее внимание.

Проверка математической модели предполагает сравнение теоретических расчетов с экспериментальными данными и введение поправок в математическую модель, если расчет и эксперимент не согласуются между собой.

Источники расхождений между измеренными и рассчитанными значениями температуры разделяют на три основные группы. К первой относится неправильное определение функциональной схемы тепловой модели; вторая связана с ошибками измерений; третья включает в себя неправильный выбор значений параметров модели. Если функциональная схема модели не является достаточно точной, то необходимо разработать новую модель. То есть методы, связанные с оценкой параметров, применимы лишь в тех случаях, когда возможные при сравнении расхождения будут обусловлены либо ошибками измерений, либо неточностью задания параметров модели.

Уточнение параметров тепловой модели по измерениям температуры при наличии шумов представляет собой класс проблем, называемых «проблемами оценки». Использование термина «шум» подразумевает, что ошибки в определении температуры нося случайный характер. В общем, проблема оценки включает в себя идентификацию и оценку параметров и состояний физической системы по результатам измерений некоторых регистрируемых параметров системы при наличии шумов.

Многочисленные известные методы решения отмеченной проблемы не в полной мере удовлетворяют потребностям практики. В частности, актуальными являются решения вопросов, связанных с недостаточной полнотой температурных данных.

Математическое моделирование электромагнитных процессов асинхронного ЭД в режиме выбега

Горбунов М.С.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Чернова Т.А.
МАИ, Москва
alfred.hammersmit@yandex.ru

МАИ, кафедра прикладной математики, информационных технологий и электротехники Предположим, что до отключения от сети питания асинхронный электродвигатель (ЭД) с короткозамкнутым ротором работал в установившемся режиме при определённой частоте вращения ротора. В короткозамкнутой клетке ротора протекал установившийся ток ротора. Частота тока ротора равна разности частот магнитного поля статора и механического вращения ротора.

При отключении ЭД от сети ток в фазах статора мгновенно падает до нуля (уменьшается весьма быстро). Так как клетка ротора является индуктивным элементом, то в ней по законам коммутации ток не может исчезнуть скачком. После отключения от сети в клетке ротора ток сохраняет своё значение. Сохраняет свою величину и потокосцепление ротора. Потокосцепление ротора по закону электромагнитной индукции индуцирует в обмотках статора ЭДС, пропорциональные механической частоте вращения ротора. Последние фиксируются вольтметрами, включёнными в обмотки статора.

Для анализа переходных процессов в электрических машинах целесообразно использовать обобщенный электромеханический преобразователь [1,2,3,4]. Обобщенный электромеханический преобразователь представляет собой эквивалентный двухфазный двухполюсный аналог с 2мя парами обмоток на статоре и роторе. Систему дифференциальных уравнений состояния электрической машины целесообразно формировать в системе координат, жестко связанной с телом ротора и вращающейся с частотой вращения ротора.

В настоящей работе предложена математическая модель электромагнитных процессов в асинхронном ЭД с короткозамкнутым ротором при отключении его от сети. Изменения значений напряжений в фазах статора аппроксимировано по методу наименьших квадратов и определены функциональные зависимости напряжений во времени. На основе аналитических функций фазных напряжений выполнена оценка постоянных времени переходных электромагнитных процессов и приведены алгоритмы определения эквивалентных параметров схемы замещения ЭД: активных сопротивлений и индуктивностей обмоток статора и ротора [5,6].

Для численного решения дифференциальных уравнений состояния ЭД использован неявный метод Эйлера, устойчивый к выбору шага. Путём двойного пересчета Рунге обеспечена требуемая точность определения параметров ЭД.

Библиография

1. Капылов И.П. Электромеханические преобразователи энергии .- М.: Энергия, 1973.- 400 с.

2. Вольдек А. И. Электрические машины. Учебник для студентов высш. техн. заведений. - 3-е изд., перераб. - Л.: Энергия, 1978. - 832 с

3. Иванов-Смоленский А.В. Электрические машины. Учебник. – М.: Энергия 1980.-928 с.

4. Гольдберг О.Д. Надёжность электрических машин: Учебник. – М.: издательский центр «Академия», 2010 г.- 288 стр.

5. Лисов А.А., Чернова Т.А., Горбунов М.С. Имитационный подход к исследованию и моделированию деградационных процессов электротехнических преобразователей. Вестник Московского авиационного института. Т.24, №2, 2017г., - 149-156с.

6. Лисов А.А., Чернова Т.А., Горбунов М.С. Моделирование деградационных процессов электротехнических устройств. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2017.-92с.:ил.

Моделирование падения спускаемого аппарата «Марс-6»

Долгов И.А.
Научный руководитель — к.т.н. Михалюк Д.С.
СПбПУ, Санкт-Петербург
johndolgov@gmail.com

Посадка на поверхность Марса - один из самых опасных этапов полета, который иногда заканчивается крушением аппарата («Марс-6», Schiaparelli). Для исследования причин аварий необходимо изучать место крушения методами анализа спутниковой фото съемки. Но спутниковая съемка не имеет достаточного разрешения для того, чтобы определить место аварии по размеру кратера. Для более детального анализа могут применяться современные методы численного моделирования, которые позволяют напрямую моделировать процесс удара спускаемого аппарата о поверхность планеты. По результатам моделирования можно определить размеры кратера, который может образоваться при ударе спускаемого аппарата,и расстояние, на которое вылетает спускаемый аппарат после первичного касания поверхности. Зная значения данных параметров, можно сократить количество зон поиска на спутниковой съемке и определить местоположение спускаемого аппарата на поверхности планеты.

Для решения подобных нелинейных контактных задач применяется метод конечных элементов (МКЭ), который на основе дискретизации позволяет перейти от дифференциальных уравнений в частных производных механики сплошной среды к алгебраическим уравнениям.

Для моделирования высокоскоростных процессов важным фактором является учет волновых эффектов, возникающих при таких воздействиях. Для рассмотрения данных эффектов применятся МКЭ, в котором интегрирование по времени происходит явным способом. Поэтому для решения подобной задачи, в качестве инструмента был выбран программный комплекс LS-DYNA, который позволяет применять МКЭ в различных постановках с возможностью явного интегрирования по времени.

Задачами данной работы являются создание модели спускаемого аппарата с максимально достоверными массово-жесткостными характеристиками, создание расчетной области грунта Марса в месте посадке с учетом нелинейных свойств материала, проведение многовариантного исследования соударения аппарата с грунтом при разных скоростях и углах падения, а также проведение сравнения размеров полученного кратера при численном моделировании с размерами кратера на данных со спутниковой съемки.

При создании модели спускаемого аппарата учитываются нелинейные свойства материалов, а именно пластические свойства стекловолокна, сплава алюминия и пенопласта, из которых сделан кожух, внутренние элементы конструкции и энергопоглотителя соответсвенно. Для моделирования нелинейных свойств стекловолокна и сплава алюминия использовалась билинейная упруго-пластическая модель материала с кинематическим упрочнением с возможностью разрушения элементов. Для моделирования пластических свойств пенопластов использовалась модель прогрессирующего разрушения.

При создании расчетной области грунта также учитывались нелинейные свойства материалов, для этого использовалась модель грунта Мора-Кулона. Так как механические характеристики грунтов в области падения аппарата мало изучены, то использовались два набора механических характеристик грунтов: с самыми "жесткими" и с самыми "мягкими" механическими свойствами. При таком выборе сделан вывод о том, насколько сильно может отличаться размер кратера в зависимости от жесткости грунтов.

Для моделирования процесса удара использовалась постановка Лагранж-Эйлерового взаимодействия на базе структурированных сеток (Structured Arbitary Lagrange Eulerian), которая описывает большие деформации среды без деформации конечных элементов, что приводит к более корректным результатам.

Для получения корректных результатов на модели с ударом спускаемого аппарата о грунт Марса решен ряд валидационных задач, основанных на экспериментах, проведенных сотрудниками NASA, по удару жестких полусфер в грунт с различными скоростями. Во всех задачах получена хорошая сходимость с экспериментом. Проведено моделирование штатной посадки спускаемого аппарата Марс-6, в результате которого показана состоятельность использования построенной модели спускаемого аппарата.

В результате работы выбраны методики численного моделирования, создана модель спускаемого аппарата "Марс-6", проведена верификация на моделировании штатной посадки и на задачах об ударе полусферы в грунт, получены результаты моделирования падения аппарата в нештатной режиме, определены размеры кратера от ударов под различными углами, определены точки вторичного контакта с поверхностью.

Список литературы:

1. В.М. Ковтуненко. Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов: опыт разработки диалоговых процедур. М., Машиностроение, 1985

2.Петров Ю. А., Макаров В. П., Колобов А. Ю., Алешин В. Ф. (2010). Посадочные устройства космических аппаратов (КА) на основе пенопластов и сотоблоков. Наука и образование, Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл № ФС 77 - 48211. ISSN 1994-040

3. Демидов, Н. Э., Базилевский, А. Т.,Кузьмин, Р. О. (2015). Грунт Марса: Разновидности, Структура, Состав, Физические Свойства, Буримость И Опасности Для Посадочных Аппаратов. Астрономический Вестник, 49(4), 243–261.

Аналитический метод исследования уравнений движения летательных аппаратов

Ефремов В.А.
Научный руководитель — доцент, к.ф-м.н. Ручиснкий В.С.
МАИ, Москва
lisg88@mail.ru

Данная работа посвящена методике построения аналитических оценок решений нелинейных динамических систем, которая может быть использована для определения летных характеристик и оптимальных параметров летательных аппаратов, см. [1 - 5].

В докладе показана возможность использования для аналитического исследования задач динамики полета методов И.Ньютона и С.А.Чаплыгина и некоторых их модификаций. Важной особенностью этих методов с точки зрения эффективности их применения является учет основных факторов конкретной инженерной задачи в начальном (опорном) приближении. Тогда для учета влияния второстепенных факторов оказывается достаточным поправка к опорному приближению в виде решения линейных дифференциальных уравнений. Аппроксимация интеграла линейного уравнения позволяет получить решение нелинейной задачи в конечном виде с достаточной для ряда практических задач точностью. Существенным для практических приложений является также то, что этим путем достигается раздельное обследование различных факторов задачи.

Для приближенного интегрирования дифференциального уравнения 1-го порядка С.А. Чаплыгин предложил следующий метод, см. [1].

Пусть найдены верхнее и нижнее приближения решения.

Установить для выбранных функций выполнимость неравенств Чаплыгина позволяет теорема С.А.Чаплыгина о дифференциальных неравенствах: если неравенства Чаплыгина

справедливы, то интегральная кривая действительно лежит внутри полосы: верхнее и нижнее приближения решения.

В докладе рассмотрен конкретный пример, где определено приближенное аналитическое рещение, и максимальная ошибка составляет менее 1% определяемой величины, в то время как полусумма начальных опорных приближений могла дать ошибку в конце рассматриваемого интервала порядка 20%.

В докладе излагается модификация метода приближенного интегрирования С.А.Чаплыгина и показана возможность распространить ее применение на систему обыкновенных дифференциальных уравнений специального вида.

Данная методика может найти применение при аналитическом исследовании нелинейных уравнений движения летательных аппаратов.

Применение аналитических методов к решению задач динамики полета позволяет определить летные возможности целого класса аппаратов с различными параметрами и рационально выделить область программирования оптимального режима движения летательного аппарата.

На второй стадии решения задачи при более точном учете индивидуального своеобразия летательного аппарата численными методами можно определить конкретный объект с экстремальными летными или конструктивными характеристиками.

Литература

1. Чаплыгин С.А. Новый метод приближенного интегрирования дифференциальных уравнений. - М.-Л.: Гостехиздат, 1950, - 103 с

2. Lakshmikantham V., Leela S. Differential and integral inequalities. Theory and applications. V. 1, 2. New York – London, Acad. Press, 1969.

3. Ручинский В.С. Об одном способе построения оценок реше¬ний нелинейной системы.- Вестн. Моск. ун-та. Сер. ма¬тематика, механика, 1972, № 5, с. 83-87.

4. Ручинский В.С. К вопросу об оценках решения интегро-дифференциальных уравнений. – Вестн. Моск. ун-та. Сер. математика, механика, 1975, №6, с. 91-98.

5. Ручинский В.С. К исследованию динамических свойств нелинейных систем. - Асимптотические методы в теории систем, 1976, вып. 9, с. 143-162.

Состояние теории и практики принятия решений при синтезе и анализе авиастроительных производственных систем

Зрячев С.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Ларин С.Н.
УлГТУ, Ульяновск
bazuzu73@outlook.com

Освоение процесса создания новой авиационной техники в условиях существующих структур производства связано с переработкой информации сконцентрированной в технической документации на объект разработки, в директивном (проектном) технологическом процессе, охватывающем конструктивно-технологические решения, представляющие технологическую законченность и параллельную сборку его агрегатов, включающую, электронную модель. Анализируя процессы проектирования, технологическую подготовку производства и производство изделий на всех стадиях их жизненного цикла можно прийти к выводу, что первичным сдерживающим фактором является слабая оснащенность интеллектуального труда проектировщиков к работе в новых условиях современных информационных технологий. Таким образом, понятие «принятие решений» проектировщиками в данной предметной области включает ряд явлений, различающих и на уровне взаимодействия лица принимающего решения с конструкторско-технологической документацией и по положению в структуре целостного поведенческого акта. Вся деятельность авиастроительного предприятия ориентирована на достижение целевых показателей (прибыльности, качества выпускаемой продукции, увеличения капитализации и т.п.). для их обеспечения необходимо своевременно производить

перестройку деятельности предприятия, направленную на улучшения основных показателей (снижения затрат, повышения качества и т.п.).

В практике принятия решений для построения производственной структуры для изготовления авиационной техники предлагается реализовать решение задачи в рамках индивидуального выбора технического решения в заданной среде.

Некоторые особенности выбора производственных структур привели к построению более общего языка его описания. Во-первых, приходится сталкиваться с фактами, когда предпочтение между двумя альтернативами зависит от остальных альтернатив. Во-вторых, возможны такие конструкции выбора, когда понятие предпочтения не имеет смысла.

Язык функций выбора описывает выбор как операцию над произвольным множеством имеющихся конструкторско-технологических решений, которая ставит этому множеству в соответствие некоторое его подмножество. Различие между классами правил выбора можно выразить через различные ограничения, которым подчиняется то или иное конструкторско-технологическое решение. В целом в подготовке авиационного производства отдельные ограничения и их комбинации дают как известные правила выбора, так и определяют новые правила.

Любая задача выбора в производстве авиационной техники является задачей целевого сужения множества конструкторско-технологических решений. Как описание альтернатив (перечень их признаков, параметров и. т.п.), так и описание правил их сравнения (критериев, отношений) даются в терминах той или иной измерительной шкалы.

Многие задачи проектирования конструкторско-технологических решений хорошо формализованы, сведены к математическим моделям, которые позволяют ставить и решать текущие задачи отрасли. Однако даже после успешного преодоления сложностей формализации конструкторско-технологических разработок остается ряд неопределенностей:

- неустойчивость оптимальных решений, т.е. их сильная корреляция к изменениям условий, и неоднозначность постановки многокритериальных задач. Выбор в реальных ситуациях требует выполнения ряда процедур, одни из которых более эффективно выполняет человек, а другие – аппаратно-программный комплекс. Эффективное объединение их достоинств воплощается в создании человеко-машинных комплексов.

Рассмотрев системно-структурные модели формирования конструкторско-технологических решений наряду с созданием машинных пакетов прикладных программ для полностью авто¬матического решения задач, складывается вывод о том, что в последние годы развиваются системы поддержки принятия решений и экспертные системы. На существующем уровне становления информационных технологий все еще окончательно не сложились представления и понятия этой специфической конструкторско-технологической области.

В заключение отметим, что рассмотренная выше проблема выбора конструкторско-технологических решений является частью целенаправленных действий по исследованию сложных систем, в данном случае в авиастроительных производствах. Так же проблематика связана с исследованием свойств производственных структур, систем и процессов их функционирования, позволяющих достичь заданной цели.

Оптимальное движение волчка с жидкостью

Кривенков В.С.
Научный руководитель — профессор, д.ф-м.н. Гурченков А.А.
МАИ, Москва
krivenkov013@gmail.com

В работе изучается движение вращающихся аппаратов с полостями, заполненными жидкостью. Рассматриваемые в работе вопросы в настоящее время интенсивно разрабатываются. Проблема оптимального управления вращающимися динамическими системами, содержащими жидкость, оптимизация их конструктивно – технологических параметров относятся к актуальным и востребованным задачам математического моделирования динамики сложных систем. Уравнения динамики тела с жидкостью

линеаризуются около равномерного вращения. При этом происходит разделение задачи на две части. Гидродинамическая часть задачи, описываемая уравнениями Навье – Стокса, сводится к решению некоторых краевых задач на собственные значения. Динамическая часть задачи сводится к решению уравнений движения твердого тела. Такое разбиение упрощает исходную задачу и позволяет получить уравнения слабовозмущенного движения тела с жидкостью. На основе полученных уравнений решена задача оптимального управления динамической системой тело – жидкость. Для решения этой задачи с помощью преобразования Лапласа выведено интегральное соотношение, связывающее угловые скорости, перпендикулярные основному вращению, и возмущающие моменты. Это интегральное соотношение сводится к системе конечномерных обыкновенных дифференциальных уравнений и далее используется хорошо разработанный аппарат Гамильтона – Понтрягина. В заключение находится решение задачи оптимального управления с использованием принципа максимума Понтрягина для случая разрывного управления (управление с переключением) при ограничениях типа неравенств на управляющее воздействие.

Литература

1. Anatoly A. Gurchenkov, Mikhail V. Nosov, & Vladimir I. Tsurkov. Control of Fluid-Containing Rotating Rigid Bodies. CRS Press/Balkema. 2013, 146 p. Taylor & Francis Group, London, UK.

2. Гурченков А.А. Динамика завихренной жидкости в полости вращающегося тела. М.: Физмат лит, Россия. 2010. 221 с.

3. Гурченков А.А. Устойчивость и управление динамическими системами с жидким наполнением. М.: Физмат лит, Россия. 2017. 400 с.

Математическое моделирование автоколебаний тела сложной конфигурации в потоке среды

Ломкин Н.И.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Беляков Д.В.
МАИ, Москва
nislav.ns@gmail.com

Поиски, сопровождающие развитие техники, всегда сопряжены с риском принятия неверных решений, приводящих к авариям, а иногда и к катастрофам. Середина 30-х годов прошлого века стала периодом бурного развития авиации. В это время по миру прокатилась волна аварий при испытаниях скоростных самолётов. В то время, наиболее острой проблемой был флаттер - один из видов автоколебаний, ведущих к разрушению самолета в воздухе, который возникал при увеличении скорости полета. С точки зрения теории колебаний летательный аппарат представляет из себя автоколебательную систему, источником энергии в которой служит набегающий поток, на который реагирует конструкция самолета. При интенсивных колебаниях аэродинамические напряжения могут достигнуть разрушающих значений. М.В. Келдыш показал, что флаттер это форма потери устойчивости он имеет резонансную природу. Был разработан метод расчета критической скорости флаттера. Чтобы избежать резонанса при движении крыла в воздушном потоке, он предложил соответствующим образом перераспределить массы вдоль крыла и так расположить упругие элементы, чтобы избежать совпадения собственных частот колебаний крыла с частотами вынуждающих внешних сил.

В данной работе рассмотрена одна из задач об автоколебаниях флюгера в потоке среды. Написана программа в Matlab, реализующая численное интегрирование уравнений, описывающих колебания пластинки с неподвижным центром давления, который находится в центре пластинки. Результатом работы программы - вывод фигуры Лиссажу, описывающей колебания пластинки

Новые модельные представления в теории теплового удара упругих и вязкоупругих тел

Ненахов Е.В.
Научный руководитель — профессор, д.ф-м.н. Карташов Э.М.
МАИ, Москва
newnew94@mail.ru

Проблема теплового удара – одна из центральных в термомеханике, учитывая актуальность вопросов терморазрушения материалов для многих областей науки и техники /1/. К определяющим соотношениям (несвязанной) динамической термоупругости в заданной области относятся (в индексных обозначениях), соответственно, уравнения движения (1), геометрические уравнения (2), физические уравнения (3), где все величины общеизвестны /1/. В практике многочисленных исследований проблемы теплового удара в рамках известных модельных представлений /1/ рассматриваются области Ω:

1. (z,t) в декартовых координатах (одномерное движение);
2. (r,t) в цилиндрических координатах (радиальный поток теплоты);
3. (ρ,t) в сферических координатах (центральная симметрия).

Для этих случаев соотношения (1)-(3) можно записать в виде обобщенного уравнения относительно вектора перемещения (4).

При повышенных температурах и более высоком уровне напряжений поведение реального тела принято называть вязкоупругим, так как тело одновременно проявляет упругие и вязкие свойства. Для описания поведения такого рода тел при тепловом ударе используем реологические модели Максвелла и Кельвина (5).

Теперь соотношения (1)-(3), (5) приводят к следующим новым обобщениям (4) для упругих и вязкоупругих сред Максвела (6) и Кельвина (7);

При определенных условиях в (7) имеем соотношение (4) для динамической термоупругости. При других условиях имеем квазистатическую задачу для каждой из сред. В последнем случае из (6)-(7) вытекают все соотношения Хилтона-Штернберга упруго-вязкоупругой аналогии (ссылки в /2/) для исследования температурных напряжений вязкоупругих тел в условиях резкого нагрева или охлаждения.

При проведении численных экспериментов уравнения (6)-(7) допускают преобразование Лапласа, что позволяет в пространстве изображений перейти к линейным краевым задачам для перемещений с краевыми условиями, вытекающими, например, из отсутствия напряжений на границе области D (при чисто тепловом ударе) и в начальный момент времени. По найденным перемещениям выписываются все (ненулевые) компоненты тензоров напряжений и деформаций, что позволяет воспроизвести полную картину динамической реакции твердого тела на тепловой удар.

Особая благодарность за помощь в работе д.ф.-м.н. профессору Карташову Э.М.

Литература:

1. Карташов Э.М.,Кудинов В.А. Аналитическая теория теплопроводности и прикладной термоупругости. М.:Изд.URSS.2012.970 с.

2. Паркус Г. Неустановившиеся температурные напряжения. М.:Физматгиз. 1963.251 с.

Проектирование узла навески с учетом характеристик анизотропного композиционного материала

Спирина М.О.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Куркин Е.И.
СНИУ им. С.П. Королёва, Самара
maryspirina@gmail.com

Проектирование изделий из композитов неразрывно связано с анализом технологического процесса изготовления материала, поскольку производство изделия

происходит одновременно с изготовлением материала. Целью работы является отработка методики проектирования ответственных конструкций на основе многоуровнего подхода. В рамках работы определена силовая схема и построена геометрия высоконагруженного узла навески аэрокосмического назначения, и проведено изучение механических характеристик перспективного композиционного материала, из которого узел планируется изготовить.

Форма изделия была получена с помощью топологической оптимизации в системе ANSYS с использованием тела переменной плотности, которое создавалось на основе узлов аналогов. На данном этапе также определялись проектировочные переменные модели композиционного материала, необходимого для изготовления кронштейна. На основе паспортных характеристик компонент была построена математическая модель перспективного композиционного материала в модуле Digimat-MF, которую затем уточнили методом реверс-инжиниринга (Digimat-MX), проводимого на основе результатов испытаний плоских образцов. Проведена верификация построенной модели конечно-элементным моделированием с целью проверки и подтверждения работоспособности построенной многоуровневой модели материала с точки зрения описания с ее помощью процесса деформирования реального изделия. Для достижения поставленной цели решается связанная задача на основе метода конечных элементов с использованием систем ANSYS, Digimat. Проведенный прочностной расчет показал работоспособность конструкции. Рассчитанные критерии разрушения близки к единице, что означает корректное предсказание несущей способности разработанной модели анизотропного материала.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-60093 мол_а_дк.

Энергоэффективное управление электрическими машинами постоянного тока с использованием нечеткой логики

Терещенко К.В., Карнаухов Н.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Капустин А.Г.
Белорусская государственная академия авиации, Минск, Беларусь
kokovita13@gmail.com

В настоящее время остро встает вопрос обеспечения требуемых норм качества электроэнергии и повышения эффективности управления электрическими машинами постоянного тока. Данный вопрос рассматривается в рамках концепции «All electric aircraft» (полностью электрический самолет) [1].

Повышение эффективности управления электрическими машинами постоянного тока возможно обеспечить путем реализации законов управления с использованием нечеткой логики. Это позволит усовершенствовать систему электроснабжения современных и перспективных летательных аппаратов, так как необходимая мощность на выходном звене электропривода пропорциональна потребляемой мощности [2].

В процессе разработки была создана виртуальная модель двигателя постоянного тока (ДПТ), а также виртуальные модели регуляторов с применением ПИД-закона и на основе нечеткой логики (fuzzy logic); разработана виртуальная модель системы управления скоростью ДПТ [3].

Разработаны математические модели ДПТ, ПИД-регуляторов и регулятора с нечеткой логикой для компаративной оценки эффективности управления электродвигателями с помощью ПИД-алгоритмов и с алгоритмами нечеткой логики. В качестве объекта управления выбран электродвигатель постоянного тока типа BLDC.

Коэффициенты ПИД-регуляторов рассчитывались с использованием методов Зиглера-Никольса, CHR, Cohen-Coon, AMIGO, ITAE. Расчет параметров ПИД-регулятора проводится для оценки эффективности закона регулирования на стадии проектирования регулятора [4].

Для исследования эффективности регулятора с нечеткой логикой в сравнении с ПИД-регулятором проведено имитационное моделирование в среде MATLAB, где создана модель

двигателя постоянного тока с ПИД- и нечетким регуляторами. Для оценки эффективности работы нечеткой логики проведен сравнительный анализ ПИД-регулятора и нечеткого регулятора по определенным критериям (для ПИД-закона отбирался метод с лучшими показателями по одному из параметров: время регулирования, перерегулирования, время нарастания импульса, перерегулирование, установившееся значение, потребление электроэнергии) [5].

Анализ работы регуляторов при оборотах двигателя n уст = 800 об/мин показал, что при использования нечеткого регулятора: время регулирования сокращается на 25%; величина перерегулирования на 52%; энергетические затраты уменьшаются на 16%.

Анализ работы регуляторов при работе ДПТ при повышении оборотов с 800 об/мин до 1400 об/мин показал, что при использовании нечеткого регулятора: время регулирования сокращается на 5,6%; величина перерегулирования на 80%; энергетические затраты уменьшаются на 81%.

Исследованиями доказано, что реализация нечеткого регулятора обеспечивает в системах управления двигателем постоянного тока в нормальных режимах работы, уменьшение времени переходных процессов на 5,6-25% при одновременном уменьшении максимальных отклонений на 39-77% и практически устраняет статическую ошибку.

Реализация данного проекта позволит существенно снизить энергетические затраты на управление электродвигателем, что сократит потребление электроэнергии в целом.

Литература:

1. GotAI.NET [Электронный ресурс] / Введение в нечеткую логику и системы нечеткого управления // П. Баер, С. Новак, Р. Винклер. – Режим доступа: http://www.gotai.net/documents/doc-l-fl-001.aspx. – Дата доступа: 6.12.2017

2. Терещенко, К.В. Синтез ПИД-регулятора с использованием элементов нечеткой логики / К.В. Терещенко, А.Г. Капустин (науч. рук.) / Материалы международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы и перспективы развития авиации», Белорусская государственная академия авиации 08 - 09 июня 2017 г. / Минск: БГАА, 182 с.

3. Терещенко, К.В. Возможности виртуальной среды MATLAB R2016b в исследовании электрических машин / К.В. Терещенко, А.Г. Капустин (науч. рук.) / Белорусская государственная академия авиации, 2017.

4. Karnauhov, N. S. The structure of the electricity system with digital control for future aircraft. Proceedings. / N. S Karnauhov, A.G. Kapustin // The seventh world congress «aviation in the XXI-st century». Safety in Aviation and Space Technologies. September 19-21, 2016. – 1595 p.

5. Tsiareshchanka K.V. Computation of the regulatory impact of a fuzzy controller by means of linguistic variables / Матеріали XIII міжнародної науково-практичної конференції студентів та молодих вчених «Наукові дослідження у Східній Європі». Т. 2. – Вінниця: ТОВ «Нілан-ЛТД», 2017. – С. 33-35.

6. Терещенко, К.В. Анализ эффективности алгоритмов классической и автономной настройки ПИД, ПИ, ПД и П-регуляторов / К.В. Терещенко, А.Г. Капустин (науч. рук.)/ Материалы IV международной научно-практической конференции студентов и молодых ученых «Результаты научного поиска» г. Краматорск 18 марта 2017 г. – Вінниця: ТОВ «Нілан-ЛТД», 2017. – С. 30-34.

Применение биометрических систем пользователя с целью обеспечения его безопасности

Томаева А.У., Березова А.А.
Научный руководитель — к.ф-м.н. Павлов В.Ю.
МАИ, Москва
ali.tomaeva.guf.ru@yandex.ru

Большой интерес к биометрическим системам аутентификации объясняется рядом объективных причин. В примитивных парольных системах, да и в системах на основе карт

доступа, такие действия, как изготовление дубликата ключа, либо же его кража, подглядывание или угадывание пароля, нередко и его взлом, приводят к компрометации всей системы. Однако и законный пользователь может потерять возможность получения доступа к системе, если потеряет или испортит карту, забудет пароль и так далее. Что касается систем на основе биометрии, то они практически лишены этих недостатков. Пользователь неразрывно связан с принадлежащим ему идентификатором, поэтому потеря или изменение идентификатора возможны только при чрезвычайных происшествиях. Кроме того, существуют сканеры биометрических данных, которые позволяют обнаруживать попытки использования муляжей. Сейчас существует много методов биометрической защиты данных, но у всех методов имеются свои достоинства и недостатки.

В данной работе учитывались недостатки существующих решений и ставились следующие задачи:

• углубленное изучение биометрических систем аутентификации;

• изучение биометрических параметров пользователей и их стабильность;

• анализ качества обучения и основных ошибок аутентификации биометрических систем;

• разработка программы идентификации пользователя по рукописному почерку.

Идентификация пользователя по рукописному почерку используется редко и является нераспространенной. Поэтому разработка данного направления является актуальной.

Новизна разрабатываемой программы состоит также в том, что она является некоммерческой и данную систему аутентификации возможно использовать в системе многофакторной идентификации.

Автоматизация проведения анализа измерительной информации полученной с вибрационных испытаний ракетно-космической техники

Ульянов Д.В.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Егоров А.А.
МАИ, Москва
Charikinst@gmail.com

В цикле проектирования ракетно-космической техники (РКТ) всегда присутствовал этап стендовых испытаний, необходимым элементом которых являлось специальное испытательное оборудование, или испытательные стенды.

Целевой задачей испытательных стендов, является не только имитация условий испытаний, но также, получение точных предметных данных, и последующее диагностирование объекта испытаний. При проведении вибрационных испытаний РКТ, что в большинстве своем представляют сложные крупногабаритные конструкции, целесообразно максимально автоматизировать данный процесс, который в связи с большим числом измерительных каналов (от 200 и выше) весьма трудоемкий.

В связи с этим, направление исследования идет на разработку и дальнейшую оптимизацию, программно-аппаратных средств, позволяющих провести анализ измерительной информации в автоматическом режиме.

На данный момент на одном из ведущих аэрокосмических предприятий ФГУП «ЦНИИмаш» (входит в госкорпорацию «Роскосмос»), имеется потребность в решении данной задачи, в связи с необходимостью повышения оперативности проведения вибрационных испытаний, снижения трудоемкости, а так же увеличению точности анализа измерительной информации.

Одним из этапов исследований в данной тематике является обработка и анализ измерительной информации, с выявлением резонансных частот, результаты, полученные на данном этапе, в дальнейшем используются для управления процесса вибрационных испытаний в реальном времени.

Методика определения резонансных частот, разработанная ФГУП «ЦНИИмаш», не имеет достаточной точности и требует доработки. В частности, методика не учитывает ошибку измерений, и формирует вывод исходя из единичных измерений датчиков. В следствии того что результаты измерений датчиков, в большинстве случаев, - случайная величина с нормальным законом распределения, на данный момент было разработано следующее решение: аппроксимация данных в определенном диапазоне при помощи метода наименьших квадратов (МНК), и нахождение экстремума данной функции, значение которого и есть резонансная частота. Результаты тестирования альфа версии разработанного при проведении исследований программно-математического обеспечения на данном этапе, показали, что, несмотря на повышение точности и оперативности проведения анализа, разработанное решение придется дорабатывать в связи с большим количеством паразитных гармоник присутствующих в аппроксимации.

В настоящее время с ведущим аэрокосмическим предприятием ФГУП «ЦНИИмаш» проводятся исследования по доработке и оптимизации ПМО а так же дальнейшей разработке измерительно-управляющего комплекса, следующим этапом которой будет формирование эффективной организации процесса измерений (управление процессом измерений), а так же внедрение данного комплекса на предприятие.

Разработка методики расчёта аэродинамических характеристик крыла самолёта

Чернышева С.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Липницкий Ю.М.
МАИ, Москва
c-sonya@mail.ru

Самолёты длительного полёта на электробатареях отличаются большими деформациями конструкций из-за силовых нагрузок, потому что имеют достаточно длинные крылья, в связи с чем необходимо создавать расчетные методы совместной аэроупругой задачи. Для создания такого метода необходима разработка оперативного метода аэродинамических характеристик.

В случае обтекания крылового профиля конечного размера существенный вклад на общее сопротивление оказывает индукционное сопротивление за счет схода вихревых структур с кромки профиля. Для уменьшения данных потерь используют различные конструкции. В полете крыло подвержено силовым нагрузкам, приводящим к деформациям (изгибу, закруткам) и, при превышении некоторых критических значений, приводящим к разрушению. Рассматривался несимметричный крыловой профиль с различными размахами, закрученное крыло вдоль продольной оси, а также крыло с изгибом.

Расчеты проведены в рамках трехмерных осредненных уравнений Навье-Стокса с помощью пакета программ Ansys Fluent методом SIMPLE второго порядка аппроксимации по пространству. В качестве модели турбулентности использовалась модель Спаларта-Аллмараса из-за её устойчивости и хорошей сходимости. Общее количество расчетных ячеек порядка 5 млн. Для проверки метода было проведён расчет под разными углами атаки в диапазоне -25 – 25. И были рассчитаны коэффициенты лобового сопротивления(Cx) и коэффициент аэродинамической подъёмной силы (Cy).

В процессе разработки были построены графики зависимости в программе Excel коэффициента Cx от угла alpha

По результатам проведенных расчетов была разработана инженерная методика. Было проведено сравнение расчетной подъёмной силы по длине крыла и данные по разработанной методике. Таким образом разработанная методика позволяет произвести более точный расчет аэродинамических характеристик.

Упреждение деградационных изменений в сложных технических объектах

Шишкин А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Лисов А.А.
МАИ, Москва
alshish93@gmail.com

При эксплуатации сложных технических объектов и при их хранении, практически всегда приходится иметь дело с деградационными отказами. Они возникают в результате изменения свойств в объектах, которые ведут к их старению, износу, коррозии, усталости и т.д. даже при строгом соблюдении всех правил и норм эксплуатации объектов. В этой связи, для своевременного выявления, анализа и оценки названных изменений нами предложен имитационно-рекуррентный подход к выявлению этих изменений непосредственно при функционировании объектов.

Для рассмотрения задач данного направления предложено информационно-методическое обеспечение деградационных изменений состояния объектов. Показаны также возможности МНК, как основы математического моделирования в решении поставленных задач и формировании временных рядов для прогнозирования состояния объектов. При этом учитывается, что каждый серийный объект уникален по своим допускам, условиям эксплуатации и закономерностям динамических нагрузок.

Решение проблемы упреждения деградационных отказов сложных технических объектов рассмотрено на примере функционирования асинхронного электродвигателя (ЭД) в режиме «выбега». Это позволило нам сформировать имитационное отображение наблюдаемых процессов в объекте от цикла к циклу с помощью временных рядов.

Информация со всех предыдущих циклов функционирования ЭД об изменении его состояния фиксируется в информационно-измерительной системе (ИИС), причём, при переходе объекта от данного цикла к следующему, происходит накопление информации.

Следует отметить ту особенность, что при функционировании объекта, его состояние всегда можно трактовать как энергетические потери, связанные с изменением того энергетического потенциала, который был задан проектировщиком. При этом состояние объекта характеризуется совокупностью параметров модели, по изменениям которых можно проследить последовательное изменение энергетических потерь от цикла к циклу. Тогда по всем циклам можно оценить общие энергетические потери при отработке объектом ресурса за полное время его функционирования в период, например, до капитального ремонта. В соответствии с этим, используя информацию разработчика о предельных значениях энергетических потерь, можно в каждый данный момент времени в заданном диапазоне ограничений установить состояние этого объекта и оставшееся время эксплуатации до момента достижения его верхнего предела.

Особую значимость настоящая работа приобретает в тех областях, где необходимо сочетать надежность эксплуатации объектов и эффективность их функционирования.

Секция №1.5 Управление жизненным циклом продукции

Краткий обзор современной системы мониторинга нагруженности конструкции ВС

Дудукин Д.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Показеев В.П.
ПАО «Туполев», Москва
544733@mail.ru

Отправной точкой отсчета для формирования системы мониторинга условий эксплуатации и нагруженности ВС можно считать 60-е годы XX века, когда, по инициативе ЦАГИ, начала основываться общегосударственная система контроля и анализа параметров эксплуатации самолетов, определяющих их нагруженность.

Основными целями систематического исследования фактической нагруженности ВС, а также влияния на нее различных условий эксплуатации являлось следующее:

- обоснования запасов на рассеивание нагруженности, принимаемых при установлении ресурса при проведении оценки влияния различных условий эксплуатации на нагруженность и расходование ресурса конструкции;

- получение для каждого типа ВС данных о повторяемости полетных и наземных перегрузок, и как итог - о профилях эксплуатации, которые подтверждали, или давали основание, на корректировку типовых профилей полета и повторяемости перегрузок, которые были приняты при проведении испытаний и установлении ресурсов и сроков службы;

- получение данных используемых при проведении проектировочных расчетов (такие как - математические модели неровностей аэродромов и т.п.);

- получение статистических данных, которые будут позволять обоснованно прогнозировать типовую нагруженность конструкции применительно к новым типам ВС.

Современный уровень бортового оборудования и информационных технологий на базе обработки полетной информации, зарегистрированной штатными бортовыми регистраторами, для каждого выполненного полета, позволяет:

- сформировать профиль полета;

- по зарегистрированным полетным параметрам восстановить спектр нагрузок, действующих во время выполнения полета;

- определить накопленную во время выполнения полета повреждаемость агрегата (или его компонента) и сопоставить ее с принятой при установлении ему ресурса.

На сегодняшний день эксплуатация большинства типов самолетов отечественного производства сопровождается обработкой и анализом данных штатных бортовых регистраторов (н-р - бортовая система сбора и обработки параметрической информации МСРП-А02). Также существуют системы контроля - АС «Ресурс-42» (для самолетов Як-42) и «Бе-200ЧС Ресурс» (для Бе-200). Они основаны на обработке данных штатных бортовых регистраторов системы контроля условий эксплуатации и нагруженности.

В ПАО «Туполев», при методической поддержке ФГУП ГосНИИ ГА, ЦАГИ и СибНИА, разработана система, применительно к самолетам типа Ту-204/214, которая уже более 8 лет эффективно и успешно функционирует. На ее примере продемонстрируем основные компоненты современной системы мониторинга условий эксплуатации и нагруженности конструкции.

В соответствии с ней:

- Разработчик для каждого типа (или модификации) самолета формирует алгоритмы первичной обработки полетной информации (ПИ). Разрабатывает (при необходимости - с привлечением сторонних исполнителей) программное обеспечение (ПО). Эксплуатанту ВС

данное ПО направляется только после проведения испытаний и выполнения необходимых процедур по его одобрению Авиационными властями;

- одновременно с вышесказанным, Разработчик, в качестве обязательного условия отработки установленного им ресурса, а также обеспечения возможности его дальнейшего увеличения, в своей эксплуатационной (ЭД) и доказательной документации (согласовываной с АР МАК, СЦ и Авиационными властями) отражает требования к Эксплуатанту ВС, в части, касающейся проведения обработки ПИ и постоянному предоставлению Разработчику результатов данной обработки;

- Разработчик проводит статистическую обработку данных, получаемых из эксплуатации, и анализ результатов этой обработки;

- в соответствии с требованиями ЭД Разработчик проводит обработку данных бортовых систем сбора и обработки параметрической информации (после каждого полета) и накопленные за определенный период результаты такой обработки направляет непосредственно Разработчику;

- результаты проведенного анализа дают возможность, в случае необходимости, оперативно внести необходимые корректировки в условия отработки установленных ресурсов. Нужно отметить, что это также служит основанием для увеличения допустимых в эксплуатации наработок.

Подводя некий итог данной работы необходимо сказать следующее:

- цели и задачи системы мониторинга эксплуатационной нагруженности ВС у различных Разработчиков могут существенным образом отличаться. Они во многом определяются общей методологией обеспечения безопасной эксплуатации ВС по условиям прочности Разработчика и методами обеспечения соответствия НЛГ, приемлемыми для той или иной Авиационной власти;

- при отсутствии единого стандарта базовой обработки ПИ, алгоритмы обработки, используемые различными Разработчиками, близки, но, при этом, определяются особенностями конструкции и эксплуатации самолетов данного типа, подходом к организации мониторинга эксплуатации, а также их многолетним опытом.

Разработка методики расчета интегральных параметров форсунки для обеспечения условий имитации дождя на этапе сертификационных испытаний авиационного двигателя

Калинина К.Л.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Гурьянов А.И.
РГАТУ им. П.А. Соловьева, Рыбинск
cris.kalinina2012@yandex.ru

Важной составляющей комплексной доводки авиационного двигателя является его испытание в условиях полета, которое включает имитацию процессов обледенения, проверку на попадание птиц во входной направляющий аппарат, моделирование града и дождя. Имитации дождя, из-за нестационарности явления, требует обеспечения ряда модельных показателей, принятых при сертификации.

Применение систем, имитирующих воздействие дождя на рабочий процесс двигателя, возможно при выполнении комплекса требований, установленных в соответствующих нормативных документах [1-3]. К таким требованиям относят концентрацию воды в воздухе, спектр распределения капель по размерам, значение медианного диаметра капель. Кроме этого, необходимо обеспечить такие параметры системы, которые будут соответствовать расходным характеристикам форсунок и условиям динамического взаимодействия потока капель с воздушным течением в воздухозаборник.

Целью работы является расчет характеристик потока жидкости, подаваемого установкой для имитации дождя, и определение оптимальных режимов работы установки.

Решение поставленной задачи возможно при создании установки, подающей водяные струи в виде осесимметричных волнообразных жгутов или тонкой пелены из форсунок в поток воздуха на входе в двигатель [4, 5].

Требования к системам имитации дождя устанавливают значение медианного диаметра капель 2,66 мм [1] и диапазон распределения капель по размерам от 0,5 мм до 7,0 мм [1, 2]. Эти требования обусловлены процессами коагуляции и распада, которые имеют место при движении капель в воздушном потоке. Расчет необходимо проводить при условии изменения концентрации воды от 50 г/м3 на режиме «малый газ» до 20 г/м3 на режиме «взлет» [4].

Выполненные расчеты [6] показали, что капля с диаметром 2,66 мм формируется за время t = 0,0057с. Поскольку в спектре присутствуют разнообразные размены капель, время, необходимое для формирования капель всех размеров в спектре должно составлять t = 0,0243 с, что достигаемо при расстоянии от среза сопла до воздухозаборника двигателя 3 м и более.

Дробление капель происходит при значениях числа Вебера We≥10. Возможные для имитации дождя значения We находится ниже 10. Расстояние, пролетев которое капля не разрушится, составляет 5 м. На режиме «малый газ» этому расстоянию соответствует перепад давления на форсунке Δp = 0,32 МПа, для режима работы «взлет» Δp = 1,025 МПа. Параметры режимов работы приняты для двигателя ПД-14. Требуемое количество форсунок для режима «малый газ» при выбранном значении перепада давления составило 45, для режима «взлет» – 30. Расход воды, забрасываемой в двигатель на промежуточных режимах работы, обеспечивается регулировкой работы двух независимых по давлению коллекторов, содержащих 30 и 15 форсунок.

На стационарном режиме «малый газ» имитация дождя выполняется двумя коллекторами, работающими при перепаде давления Δp = 0,32 МПа. На переходном режиме, где концентрация воды в атмосфере изменяется от 50 до 20 г/м3, подача из одного коллектора плавно прекращается, пока на другом коллекторе она соответственно растет. На режиме «взлет» заброс воды обеспечивается одним коллектором при перепаде давления Δp = 1,025 МПа.

Выполнены экспериментальные исследования форсунок с разными геометрическими характеристиками. Среди них выбран и доработан наиболее точно имитирующий дождевые капли образец. Определены оптимальные режимы работы форсунок для поддержания значений концентрации в пределах от 20 г/м3 до 50 г/м3 на базовых режимах работы двигателя.

Библиографический список

1. Авиационные правила АП-33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов [Текст]. – «АВАИЗДАТ», 2012. – 78 с.

2. Doc 10047. Руководство по организации контроля за обеспечением авиационной безопасности. Создание государственной системы контроля за обеспечением авиационной безопасности и управление этой системой. Изд 1-е [Текст] / Межд. орг. гражданской авиации. – 2015. – с. 72.

3. Airworthiness Directive No.: 2017-0144. ATA 30 – Ice and Rain Protection – Horizontal Stabilizer De-Icing Boots – Inspection / Replacement Aircraft Flight Manual – Amendment. - Effective Date. 2017-09-23. – 4 с.

4. Клинский, Б. М. Обоснование требований по величине весовой концентрации и дисперсности капель воды при проектировании стендовой установки для имитации попадания дождя [Текст] / Б. М. Клинский, А. В. Кудрявцев // Научно-технический журнал «Двигатель». – 2012. - №3(81). – С. 10-12.

5. Пажи, Д. Г. Форсунки в химической промышленности [Текст] / Д.Г. Пажи, А. В. Прахов, Б. Б. Равикович. – М.: Химия, 1971. - 221 с.

6. Калинина, К. Л. Разработка и исследование устройства для имитации атмосферного дождя при проведении сертификационных испытаний авиационных двигателей [Текст] / К. Л. Калинина, А. И. Гурьянов // Тезисы 15-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2016». – Москва, МАИ. – 2016. – С. 276 – 278.

Внедрение интегрированной информационной среды при модернизации самолёта

Лифанов И.П.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Скиданов С.Н.
МАИ, Москва
lifanov.16@mail.ru

Повсеместное внедрение цифровых технологий и цифровизация бизнес-процессов повышают востребованность формирования необходимой инфраструктуры обеспечения жизненного цикла (ЖЦ) воздушного судна (ВС). Внедрение интегрированной информационной среды (ИИС), превращается в стратегически важную задачу повышения его конкурентоспособности на этапе модернизации.

В современных реалиях более конкурентоспособен тот самолет, ЖЦ которого опирается на прогрессивные электронные технологии, такие как прогностические технологии, анализ «больших данных», облачные решения и др.

Цель интегрированной логистической поддержки (ИЛП) – влияние с логистических позиций на проектирование самолета, определяя его эксплуатационную готовность, а также обеспечение необходимого уровня поддержки с минимальными эксплуатационными затратами. Организация ИЛП – составная часть процесса разработки и проектирования ВС.

Принципы ИЛП включают деятельность направленную на формирование эффективной системы технической эксплуатации, направленной на сокращение «затрат на владение» при необходимом уровне эксплуатационной готовности и требуемых эксплуатационно-технических характеристиках (ЭТХ).

С ранних этапов проектирования конструкция ВС и система технического обслуживания (ТО) должны быть подвержены детальному анализу на предмет адекватности уровню эксплуатационной готовности и затратам на его достижение. В мировой практике инженерная деятельность с целью достижения равновесия между степенью эксплуатационной готовности и размером затрат на ТО носит называние анализ логистической поддержки (АЛП).

АЛП направлен на решение следующих задач:

1. Функциональный анализ изделия.
2. Оценка видов, последствий и критичности отказов.
3. Подготовка плана ТО.
4. Оценка потребности в запасных частях.
5. Разработка эксплуатационной документации.
6. Анализ затрат на ТО и коэффициента готовности.

Стремление применения информационных технологий в промышленности подтверждает, что их развитие все более значимо именно для наукоемкой продукции. Обязательным условием становится широкое применение цифровых технологий для управления ЖЦ сложной наукоемкой продукции в рамках ИИС конкретного проекта либо определенного продуктового ряда.

Следовательно, требования по превосходству экономии над ростом затрат, повышают необходимость строить ЖЦ продукции так, чтобы это способствовало как повышению качества, так и сокращению стоимости ЖЦ. Технологии ИЛП и АЛП входят в состав технологий управления ЖЦ изделия и направлены на обеспечение заданных ЭТХ и увеличения его эксплутационно-экономической эффективности.

Производственный брак и способы его устранения

Лозовой Р.Р.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Бутко А.О.
МАИ, Москва
Lozowoi.r@ya.ru

Для предприятий занимающихся механической Обработкой, брак является неотъемлемой частью производства. На любом предприятии присутствует конструкторская документация, в которой указаны размеры, марка материала, а также способы обработки деталей. Так как в процессе обработки участвуют минимум один обрабатывающий центр и оператор, Брак происходит именно на механическом участке. Для устранения проблем, возникающих во время обработки должно быть сформировано бюро, для нахождения оперативного решения проблем.

Также необходимо классифицировать отклонения по степени исправляемого брака. Данная классификация должна помочь определить применяемость бракованные детали. Также технологии могут изменять конструкторской документации разрешение конструктора чтобы прописать необходимые изменения размеров для того чтобы применить узел в дальнейшем производства. Доработку детали Связано с затратам времени рабочего на механическое воздействие, поэтому если Брак был по вине исполнителя, то работы по его исправлению должны быть возложена на него. Необходимо учитывать нормы на внедрение изменений. Для удобства ведения частых отклонений необходимо создать базу данных, которая будет способствовать поиску, Анализу и исправления продукции. Если будет определено дальнейшее применение Узлов их комплектации это существенно повысить ликвидность предприятия, что повлечёт за собой Окупаемость и снизить себестоимость деталей. Для равноправного распределение обязанностей нужно следить за тем, чтобы в процессе ликвидации участвовал как рабочий так и технолог, а в случае высокой ответственных операций должен быть инженер по контролю качества. Также в целях контроля рентабельности бюро брака должно ввести отчёт о сокращении затрат на исправление механических дефектов.

Поиск и анализ причин возникновения отказов в работе нагревателя воздуха в составе системы термостатирования и разработка предложений в инструкцию по эксплуатации

Петренко Я.В.
Научный руководитель — Бут А.Б.
МАИ, Москва
luty.yara@gmail.com

В связи с выдачей задания на проведение годового технического обслуживания на системы термостатирования воздухом высокого давления космической головной части на космическом стартовом комплексе «Ангара» возник вопрос о составе работ в рамках годового технического обслуживания по нагревателю воздуха, входящего в состав данной системы. Поскольку годовое техническое обслуживание проводится первый по данной системе возник вопрос влияния загрязнения змеевика на параметры воздуха выдаваемые нагревателем потребителю.

Загрязнение змеевика нагревателя воздуха происходит по той причине, что змеевик конструктивно находится внутри каркаса в емкость которого заливается нагревающая жидкость ОЖ-65. С течением времени жидкость начинает входить в химическую реакцию с сталью из которой сделан змеевик и начинает образовываться налет, который мешает тепло передачи между жидкость и воздухом, протекающим в змеевике.

Для определения возможных вариантов изменения параметров воздуха было про-ведено исследование конструкции нагревателя и его расчет.

Главной же целью работы является выявление причин из-за которых могут про-изойти отказы и разработка предложений в инструкцию по эксплуатации для их предот-вращения.

С этой целью была изучена конструкторская документация по нагревателю возду-ха. Были проведены расчеты нагревателя, определена зависимость потерь давления и температуры от толщины загрязнения змеевика, изучена конструкция и технические характеристики нагревателя и по заключению проведенных работ были сформулированы предложения в инструкцию по эксплуатации нагревателя воздуха.

В результате проведенного расчета выяснилось, что при образовании загрязнения на змеевике в 3 мм мощность, для поддержание заданной температуры, необходимо уве-личить в два раза. Также по результатам расчета выяснилось, что каждый 1 мм загрязне-ния увеличивает необходимую мощность на 20-25%. Кроме того, загрязнение также увеличивает время, за которое система термостатирования выходит на заданный температурный режим. В результате может возникнуть ситуация, когда система будет слишком долго выходить на температурный режим, что может вызвать неполадки в полезной нагрузки, находящейся в космической головной части.

По итогам работы были сформулированы обоснованные требования в инструкцию по эксплуатации по обеспечению чистоты змеевика нагревателя воздуха, а также дополнительные требования к безопасности при проведении операции очистки змеевика.

Формирование электронного дела наукоёмкой продукции на базе этапов жизненного цикла воздушного судна

Пешехонов С.В.
МАИ, Москва
s-peshehonov@mail.ru

Электронная эксплуатационная документация примитивной структуры, по мировым меркам долгие сроки поставки сертифицированных запасных деталей и частей вызывают различные негативные нюансы, связанные с эксплуатацией отечественной наукоемкой продукции, в частности в области авиастроения, а также отталкивает зарубежных покупателей от отечественной техники указанной отрасли.

Без применения автоматизированных систем, основанных на применении компьютерных средств и специализированного программного обеспечения, предназначенных для создания, использования и переработки всей необходимой информации о свойствах продукции и сопровождающей ее процессов, стало невозможным успешное функционирование современных предприятий. В современной промышленности автоматизированные системы должны применяться на всех этапах жизненного цикла воздушного судна: от зарождения идеи (появления эскиза) нового продукта до его утилизации.

В дальнейшем перспективы развития в сфере промышленных технологий и техники рассматриваются исходя из решений проблем создания единого информационного пространства управления, проектирования, производства и эксплуатации компонентов, и воздушного судна в целом, и интеграции автоматизированных систем. Данная методология называется CALS-технологии.

Логистическая концепция, которая интегрирует в единое информационное пространство участников жизненного цикла воздушного судна с применением CALS-технологий, реализуется на всех этапах и является базой, положительно воздействующей на эффективность управления жизненным циклом наукоемкой продукции рассматриваемой отрасли и обеспечивающей ее эксплуатационную надежность.

Интеграция систем производства летательных аппаратов

Пономарёв С.Н.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Кулик Ю.П.
МАИ, Москва
swix240793@mail.ru

Мировой тенденцией развития производства технически сложной, наукоемкой продукции, экземпляры которой практически не повторимы, стало стремление к интеграции производственных систем .

Практическое рассмотрение этого вопроса требует пояснений относительно используемых в этой области инженерной деятельности терминов [1].

Предприятие, производящее продукцию, делятся на интеграционные единицы посредством наделения их необходимыми полномочиями и наделения ответственностью за реализацию полномочий. В результате формируется иерархическая структура производственных ячеек. Ячейки объединяются в производственную систему, в рамках которой требуемый выходной результат обеспечивается не только выходными результатами каждой из ячеек, но и степенью координации совместной деятельности всех ячеек. Такая координация осуществляется специально разрабатываемой информационной моделью.

В отечественной практике сущности «Производственная система» соответствует сущность «Основное производство». Сущность «Производственная ячейка» рассматривается как класс «Производственные подразделения», который предусматривает собой иерархию экземпляров класса: производственные цехи (предметной или технологической специализации), производственные участки и рабочие места.

Интеграцией называется процесс обеспечения взаимодействия между сущностями (производственными подразделениями) предприятия. Интеграция предприятия – процесс обеспечения взаимодействия между сущностями (объектами) предприятия, необходимого для выполнения целей частей предприятия [2]. Цель интеграции заключается в увеличении эффективности вышестоящего в иерархии производственного подразделения. В обычной практике используют два подхода к интеграции: совершенствование специализации производственных ячеек и в объединении специализаций нескольких ячеек в одной.

За меру эффективности ячейки используют модель однофакторной производительности, которая оценивает затраты «живого» труда. Предложено перейти к модели многофакторной производительности. Многофакторная производительность рассчитывается через соотношение затрат на выполнение всех производственных заданий выполнение которых необходимо для изготовления единицы продукции к стоимости труда, материалов, ресурсов и потребленного капитала предприятия [3].

Потери в ходе выполнения текущего производственного задания представлены в модели, представляющей собой разность фактически затраченного времени и технологически необходимого (технически обоснованной нормы) умноженной на стоимость единицы продукции.

Организационно- технические и экономические методы были рассмотрены на примере производства плоских вафельных панелей методом зеркального фрезерования на вертикально- фрезерном обрабатывающем комплексе с числовым программным управлением.

Список используемых источников

1. ГОСТ Р 54136-2010 «Системы промышленной автоматизации и интеграции. Руководство по применению стандартов, структура и словарь».
2. ГОСТ Р ИСО 19439-2008 «Интеграция предприятия»
3. Варнеке Х. Расчет затрат для инженеров\ Ханс Вернеке, Ханс-Йорг Буллингер, Рольф Хихерт, Арно Фёгеле; Пер.с нем.- М. Альпина Бизнес Букс, 2008.- 307с.- (Серия «Производственный менеджмент»).

Проблемы применения автоматизированных систем управления в жизненном цикле

Потапова Т.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Кулик Ю.П.
МАИ, Москва
Tanyakanigina@gmail.com

В последние годы, в организациях, занимающихся проектированием, производством и эксплуатацией авиационной и ракетно-космической техники, выполняются трудоемкие и материально затратные работы, направленные на автоматизацию внутренних бизнес-процессов, построение которых ведется на основании внедряемых технологий PLM-систем, с использованием разных программных решений. В результате этого, на начальных этапах организации единого информационного пространства, следует выполнять межорганизационное внедрение программных средств (PLM систем, CAD и др.), которые уже внедрены в компаниях, посредством составления норм согласованности и применения информации об изделиях.

АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ

Использование систем автоматизированного проектирования стало причиной революции в процессе организации проектно-конструкторских работ, осуществляемых в машиностроительной промышленности, которая в последствие привела к серьезным изменениям в требованиях, предъявляемых к знаниям, навыкам и способам работы конструкторов. Однако данные изменения оказались ограничены рабочим местом конструктора, а в некоторых случаях – рабочей группой конструкторов в установленном объеме работ, поскольку разрабатываемые полноценные трехмерные геометрические модели не подходили под требования ЕСКД, которые жестко регламентируют оформление конструкторских документов. В результате этого, полезный эффект, получение которого ожидалось от внедрения и использования цифровых технологий, был крайне мал. Утверждение, передача производству, хранение, внесение корректировок, то есть, управление конструкторской документацией, осуществлялось в соответствии с принципами и правилами, которые были установлены еще более полувека назад.

ВЫЯВЛЕНИЕ ПРОБЛЕМ

Спустя некоторое время в ЕСКД стали указываться требования, возникновение которых связано с внедрением автоматизированных средств, но данные изменения являются скорее пробными и очень сильно отстают от развития современных технологий CAD и автоматизированных систем управления данными об изделии. В результате этого, появилась проблема, связанная недостаточностью нормативно-методического обеспечения руководства процессами жизненного цикла изделия с использованием новых технологий.

Совершенствование PDM-систем и поэтапное их включение в процессы построения наукоемких машиностроительных изделий стало причиной обострения данной ситуации. Изучение PDM как одной целой информационной системы, в составе которой любой из участников работ становится пользователем с возможностью интерактивного доступа, нуждается в решении вопросов, связанных с определением требований к самим формируемым данным, регламентированием процессов и взаимной функциональности их участников, проверки результатов работ.

ПРЕДЛАГАЕМОЕ РЕШЕНИЕ

Для решения данной проблемы предлагается разработать концепцию управления жизненным циклом, основанную на системном управление характеристиками изделия на всех стадиях ЖЦ. Таким образом на каждой стадии ЖЦИ необходимо осуществить следующее:

– деятельность на стадии формирования требований к продукту осуществляется путем формализации этих требований и контроля их совместимости (непротиворечивости), а также их согласованного изменения/обновления при возникновении объективной необходимости/изменения потребностей потребителей;

– на стадии разработки необходим контроль того, что установленные требования действительно реализуются выбранными конструкторскими решениями;

– на стадии производства необходим контроль фактического достижения показателей и характеристик, установленных в конструкторской документации;

– на стадии эксплуатации – путем измерения значений заданных показателей (например, надежности, эксплуатационной технологичности, затрат и т.д.), контроля их изменения во времени.

Таким образом, один из путей решения выше изложенной проблемы сводится к внедрению методологии и систем управлениями требований, главной целью которой является обеспечение соответствия разрабатываемого изделия всем предъявляемым требованиям, действующему законодательству и нормативным документам.

Управление жизненным циклом продукции

Сарычев А.В., Суслов А.А., Грапененко О.Ф.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Садковская Н.Е.
МАИ, Москва
Lexa0-0-7@mail.ru

В наше время на производстве важно структурировать и оптимизировать каждый процесс, чтобы добиться выполнение операций в кратчайшее время. На данный момент жизненный цикл изделия включает в себя 13 операций.

Жизненный цикл изделия является совокупностью процессов, которые выполняются от момента осознания потребностей общества в конкретной продукции до момента удовлетворения потребностей и утилизации продукта.

Применяется к наукоёмкой продукции, также к продукции с высокими потребительскими свойствами.

Введем термин PLM — от Product Lifecycle Management — процесс управления полным циклом изделия. От его проектирования и производства до продаж. Также сюда входит послепродажное обслуживания и утилизация. С помощью PLM предприятие эффективно обновляет продукты и услуги на протяжении всего бизнес-цикла.

PLM является стратегия ведения бизнеса. Она основана на системных решениях, которые поддерживают коллективную разработку, управление, распространение и использование информации. PLM интегрирует информацию, производственные процессы и персонал.

CPC(collaborative product commerce) – система управления данными в информационном пространстве. Данная система способствует координации предприятий-партнеров при помощи электронной коммерции.

АСУП (автоматизированная система управления предприятием).

АСУТП (автоматизированная система управления технологическими процессами). При помощи этих систем выполняется информационная поддержка этапа производства продукции. К ним также относятся системы планирования ресурсов/производства. Самые развитые системы выполняют функции связанные с закупками, планированием производства, финансами, маркетингом и т.д.

Системы ориентированы, на бизнес-функции, связанные с производством.

PLM позволяет компаниям производить инновационные продукты и услуги, сокращать издержки, повышать качество и сокращать сроки выведения продукции на рынок. При этом обеспечивается запланированная прибыль. Также формируется взаимодействие с потребителями, бизнес – партнерами и поставщиками. Осуществляются коллективные разработки в режиме постоянного совершенствования.

PLM в масштабе предприятия

На данный момент PLM – это решение в масштабе предприятия.

Сфера применения PLM-решений постоянно расширяется. Для приращения ценностей используются интеллектуальные активы. Чтобы гарантировать максимальные преимущества

в работе с продукцией компания должна производить правильную продукцию. Для этого происходит сбор информации, исходных требований, разработка модели нового изделия, сервисное обслуживание, текущий ремонт, вывод из эксплуатации.

Такого рода экспансия предлагает новые возможности и открывает новые сферы, где потенциал изделиея интеллектуального капитала реализуется в рамках расширенного предприятия. Перспективные области применения PLM включают:

- управление процессом формирования идей,
- цифровое производство,
- анализ и управление моделированием,
- послепродажное обслуживание, включая техобслуживание, ремонт и эксплуатацию, программы гарантийного обслуживания,
- управление исходными требованиями,
- управление портфельными активами,
- управление портфелем программ,
- управление портфелем продукции,
- управление активами в дискретном производстве,
- мехатроника – управление интеграцией электронных устройств и програмного обеспечения,
- проектирование систем,
- управление техническими характеристиками/рецептурой/номенклатурой,
- управление соответствиями.

Таким образом на данном этапе эффективное управление жизненным циклом изделия позволяет существенно увеличить прибыль и снизить издержки.

1. Кеннетом Б. Аманном. "Энциклопедии PLM", 2008. 10 с.
2. Стандарт ИСО 9004-1-94. Управление качеством и элементы системы качества (п.5.1.1).
3. Жук И.Д., Белякова Е.В. “Реализация PLM-концепции в машиностроении”, 2014 25 с.
4. Синельников А. “Является ли TechnologiCS системой PLM?”, 2017. 16 с.

Анализ эффективности использования для проведения авиахимических работ беспилотных авиационных систем

Титов А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Борисов И.В.
ЮФУ, Таганрог
Titov-molparlament@mail.ru

В связи с развитием сельского хозяйства Российской федерации в последние годы, актуальной проблемой становится обработка земель сельскохозяйственного назначения, в частности защита урожая от паразитов различного вида. Неоценимую помощь в этом оказывает авиация.

Наибольшее распространение получило проведение авиахимических работ с помощью самолетов и вертолетов. Использование в этих целях вертолета является более эффективным, но и более дорогим методом. Можно выделить следующие недостатки данного метода:

- неравномерная обработка поля, в результате перекрытия «конусов» образуемых форсунками, расположенными на борту вертолета;

- опасность отравления живых организмов и сельскохозяйственных культур, не нуждающихся в обработке, ядохимикатами, попадающими из зоны обработки, посредством сноса ветровыми потоками;

- дороговизна и сложность организации и проведения работ.

Замена вертолета в данном виде работ на беспилотный авиационный комплекс (БАК). Примером такого комплекса может служить дрон-опрыскиватель, который имеет ряд преимуществ. Первым из них является существенное сокращение стоимости работ. Для обработки поля нужен лишь 1 оператор, который производит обслуживание и управление БАК. Дрон-опрыскиватель безопасен для окружающей среды. Данный тип БАК имеет гораздо меньшую высоту полета, которая препятствует сносу химикатов на большие расстояния от места обработки.

В связи с меньшей зоной обработки и высокой маневренностью дрон позволяет производить точечную обработку поля в тех местах, где это действительно необходимо, не подвергая воздействию химикатов остальное поле.

Данный анализ основывается на математическом расчете траектории движения частиц, произведенном по методу расчета, приведенному в статье [1], а так же характеристиках наиболее популярного на сегодняшний день сельскохозяйственного дрона компании DJI Agras MG-1[2],и информации о существующих на сегодняшний день методах обработки полей, в том числе с помощью вертолета [3].

Таким образом, предложенный метод и инструментарий для проведения авиахимических работ с помощью беспилотных авиационных комплексов, на пример, дрона-опрыскивателя, является перспективным и высокоэффективным.

Литература и интернет ресурсы:

1. Научный вестник МГТУ ГА №163, 2011 год, «Упрощенная модель визуализации осаждения капель при проведении авиахимических работ», Дудник В.В., стр.191-198.

2. Официальный сайт компании DJI
https://www.dji.com/mg-1s/info#specs

3. Агротехника и технологии, Татьяна Кулистикова, «Защита с воздуха», октябрь 2008
http://www.agroinvestor.ru/technologies/article/14782-zashchita-s-vozdukha/

Особенность ремонта стабилизатора самолета Ту-160

Яконюк А.Ю.
Научный руководитель — Рогов Н.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
yaka1996@yandex.ru

В настоящее время вооруженные силы РФ укомплектованы многими видами современного оружия, которое в совокупности является единым мощным оборонным комплексом. Тяжелы бомбардировщики, имея ядерное и высокоточное оружие, способны осуществлять ядерное сдерживание, выполняя полеты в глубоком тылу противника.

Боевая повреждаемость летательного аппарата (ЛА) может быть определена степенью ущерба, который наносится его конструкции при воздействии на него поражающих средств противника. Количественно оценить степень ущерба, который нанесем конструкции, можно, располагая данными о тяжести и характере боевого повреждения. В то время как тяжесть боевого повреждения отдельных элементов и частей конструкции ЛА представляется в виде отдельных отсеков, выделяемых по их конструктивным функциональным предназначениям и компоновочными особенностями. Объект для математического моделирования является тяжелый сверхзвуковой стратегический бомбардировщик-ракетоносец Ту-160. По итогам исследования выяснилось, что наибольшее количество повреждений и поражений имеет центральный отсек фюзеляжа, центроплан и стабилизатор. Стабилизатор цельноповоротный, для исключения воздействия струи двигателя он расположен на 1/3 высоты вертикального оперения. Его конструкция выполнена из кессонов с узлами поворота и сот алюминиевого сплава.

Повреждаемость летательного аппарата можно определить как степень ущерба, наносимого его конструкции при воздействии на него поражающих средств. Количественно определить степень ущерба, нанесенного конструкции ЛА, можно, зная тяжесть и характер повреждения.

Опыт эксплуатации элементов конструкции планера ЛА из сот алюминиевого сплава показал, что размеры удаляемой зоны определяются размерами разрушений по выходной пробоине с учетом зоны подмятия алюминиевого сотового заполнителя. При угле равным 90 градусов наблюдается незначительное овал отверстий, а при углах меньше 90 градусов большое эллипсовидное отверстие на выходе.

Клеевой способ ремонта является перспективным способом ремонта воздушного судна. При ремонте клеевым способом необходимо, чтобы поверхности ремонтируемого элемента были одинаковы и без зазоров. Радиус обработки должен быть равен радиусу сферической поверхности соответствующей полости в обшивке. Проведенные исследования на внешнем слое обшивки образцов-имитаторов ремонта были нанесены повреждения в виде пробоины. По разработанной технологии был произведен ремонт. Обработка данного образца осуществлялся при помощи специального приспособления. В следствии обработки поврежденного участка при помощи приспособления была получена полость в обшивке в виде сферической поверхности. С помощью данного приспособления устанавливается ремонтная вставка в образовавшуюся после обработки полость с равномерным по площади сопрягаемых поверхностей зазоров для клеевого соединения. Наполнитель изготавливался из такого же материала, что и объект, который ремонтировался при помощи приспособлений.

В результате разработали технологии по восстановлению стабилизатора Ту-160, и приспособления которые применяются для выполнения работ по восстановлению и повышению качества ремонтного соединения.

Работы выполняемые с помощью применения нового оборудования, при работе с которым не требуются специалисты высокой квалификации, позволяет не только ускорить технологический процесс по восстановлению прочностных характеристик изделий выполненных из сот алюминиевых сплавов, но и сокращать временные рамки ремонта без снижения требуемого качества.

Процедура согласования технических требований к покрытиям, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, и технических возможностей технологического процесса нанесения покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда

Янсаитова М.И.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Шехтман С.Р.
УГАТУ, Уфа
mily-008@mail.ru

Для разработки нормативно-технического документа необходимо согласовать технические требования между заказчиком и производителем. Указанная процедура согласования является трудоемкой, так как и заказчик, и производитель стараются решать свои задачи. Заказчик в свою очередь, излагает свои требования к покрытиям, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, в виде необходимых эксплуатационных свойств, т.е. техническими требованиями заказчика выступают технические требования к покрытиям. А производитель ограничивается определенным оборудованием, техническими возможностями производства, которые ограничивают его возможности, т.е. техническими возможностями производства выступают технические возможности технологического процесса нанесения покрытий, получаемые осаждением из вакуумно-дугового разряда.

Процесс согласования технических требований к покрытиям, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, и технических возможностей технологического процесса

нанесения покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, состоит из следующих этапов:

1) разработка технических требований к покрытиям, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда;

2) анализ технических возможностей технологического процесса нанесения покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда;

3) составление матрицы взаимосвязи технических требований к покрытиям, получаемым осаждением из вакуумно-дугового разряда, и технических возможностей технологического процесса нанесения покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда;

4) согласование необходимых требований к покрытиям, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда;

5) разработка нормативно-технического документа.

Таким образом, исходя из разработанной процедуры согласования технических требований к покрытиям, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, и технических возможностей технологического процесса нанесения покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, результатом является не нормативно-технический документ, а согласование указанных технических требований, которые могут быть регламентированы в нормативно-техническом документе. В этой связи, необходимо разработать указанные технические требований и возможности, которыми являются показатели качества покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда. Возникает потребность разработки таких показателей.

Но на сегодняшний день отсутствуют классификации показателей качества на покрытия, получаемые осаждением из вакуумно-дугового разряда. В этой связи на основе анализа показателей качества поверхности необходимо разработать классификацию показателей качества покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда.

На основе анализа литературных источников была разработана классификация показателей качества поверхностного слоя. Структура включает 3 группы показателей: показатели неровности поверхности, показатели физического состояния поверхностного слоя, показатели напряженности поверхностного слоя.

На основе анализа разработанной классификации показателей качества поверхностного слоя была разработана классификация показателей качества покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда. Структура включает 3 группы показателей: показатели назначения, показатели технологичности и показатели физико-механических свойств.

Таким образом, техническими требованиями к покрытиям, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, являются показатели назначения и показатели физико-механических свойств, а техническими возможностями технологического процесса нанесения покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда – показатели технологичности.

По разработанной процедуре согласования технических требований к покрытиям, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, и технических возможностей технологического процесса нанесения покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда, а также анализируя классификацию показателей качества покрытий, получаемых из вакуумно-дугового разряда можно сделать вывод, что невозможно проконтролировать все показатели качества. Основными причинами являются отсутствие нормативно-технических документов, методик выполнения измерений, необходимых требований, значимость, достоверность информации. Таким образом, основными показателями качества покрытий, получаемых из вакуумно-дугового разряда, рекомендуемых к стандартизации и составляющими основу нормативного документа являются следующие:

- толщина покрытий;
- шероховатость исходной поверхности;
- шероховатость покрытий;

- микротвердость;
- адгезия покрытий.

Таким образом, проведенные исследования позволили разработать и обосновать перечень показателей качества покрытий, получаемых осаждением из вакуумно-дугового разряда (требования), рекомендованных к стандартизации.

Направление №2 Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки

Секция №2.1 Авиационные двигатели

Применение наплавки трением для восстановления изношенных деталей

Kahrobaei Mohammad
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Бойцов А.Г.
МАИ, Москва; Тегеран, Иран
Mohammad.kahrobaei@mail.ru

В докладе приводится анализ способов и технологических возможностей наплавки трением рассмотрены особенности подходов к реализации и моделированию процессов наплавки.

Наплавка трением является перспективным методом восстановления изношенных деталей и может выполняться по различным схемам, в частности:

- с применением накладок и специального профилированного инструмента по технологии сварки трением перемешиванием;
- вращающимся стержнем из присадочного материала который, под действием выделяемого при трении тепла, пластифицируется, деформируется и переносится на восстанавливаемую поверхность;
- вращающимся инструментом, имеющим центральное или смещенное отверстие через которое под давлением подается присадочный материал в виде стержня или порошка;
- заполнением предварительно просверленных отверстий материалом стержня из наплавочного материала;
- фрикционной пайкой, которая может быть, в свою очередь, реализована по нескольким технологическим схемам;

Методы наплавки трением имеют ряд ключевых преимуществ по сравнению с традиционными методами, основанными на плавлении присадочного материала. К ним относятся:

- использованием обычного металлорежущего оборудования;
- минимальные затраты на технологическое оснащение;
- формирование наплавленного слоя в твердой фазе (без плавления), что позволяет избежать традиционных металлургических дефектов, пористости, усадочных трещин и выгорания легирующих элементов;
- мелкозернистая наплавленного слоя формирующаяся в условиях теплой деформации;
- широкая номенклатура наплавочных материалов применяемых как в компактном виде, так и порошковых;
- возможность наплавки одноименного, родственного или разнородного по отношению к базовому, материала;
- возможность восстановления как наружных, так и внутренних поверхностей;
- низкий уровень остаточных напряжение и вызванных ими поводок;
- стабильность и воспроизводимость результатов наплавки;
- низкое потребление энергии;

Рассмотрены модели нескольких базовых схем наплавки, учитывающие тепловыделение и течение пластифицированного материала. Проанализированы и смоделированы технологические схемы наплавки трением при восстановлении поверхностей отверстий с использованием специального инструмента с низкой адгезией к нему наплавочного материала.

Проанализированы области рационального применения наплавки трением. Показано, что технологии наплавки трением могут быть применены для восстановления изношенных и отбракованных деталей из различных материалов, нанесения покрытий, залечивания трещин и других дефектов, получения биметаллических деталей, аддитивного формирования изделий, ребер жесткости и других конструктивных элементов.

Уточнение статистических коэффициентов математической модели массы малоразмерного газотурбинного двигателя

Авдеев С.В., Красильников С.А.
Научный руководитель — Филинов Е.П.
СГАУ, Самара
avdeevsergeyvik@gmail.com

В настоящее время малоразмерные газотурбинные двигатели имеют широкую область применения. Эти двигатели используются на легких самолетах, беспилотных летательных аппаратах, крылатых ракетах, в качестве вспомогательных силовых установок, а в перспективе они рассматриваются в составе распределенных силовых установок.

На начальных этапах проектирования малоразмерного газотурбинного двигателя важно определить значение его массы, так как данный параметр позволяет определить тип двигателя, его компоновочную схему, а также произвести оптимизацию по массе. Однако, по причине невозможности применения на начальных этапах проектирования двигателя физических моделей вычисления массы, используют статистические модели. Одним из представителей данного вида моделей является модель вычисления массы Кузьмичева В.С., разработанная на кафедре теории двигателей летательных аппаратов Самарского университета. Данная модель предполагает возможность вычисления массы газотурбинного двигателя любой размерности.

Однако анализ этой модели показал, что она предоставляет результаты расчета массы ГТД в широком диапазоне погрешности. Была отмечена закономерность, что для двигателей большой размерности погрешность вычислений составляет 6,3%, а для двигателей малой размерности, масса которых меньше 1500 кг, среднеквадратичное отклонение приближается к 20%. Данное обстоятельство дает основание полагать, что модель Кузьмичева В.С. предоставляет наиболее качественные результаты для ГТД большой размерности.

Низкую точность модели для малоразмерных ГТД можно объяснить недостаточно большим количеством малоразмерных двигателей, участвующих в статистике, а также недостаточным разбиением коэффициентов по группам. Для того, чтобы модель была применима к малоразмерным ГТД, необходимо уточнить эти статистические коэффициенты. Для этого была собрана база данных различных типов ГТД, тяга которых не превышала 50кН.

В общей сложности было найдено 90 МТРДД. Двигатели отбирались в диапазоне с 1951 по 2016 года. Данное обстоятельство учитывалось специальными коэффициентами, отражающими совершенство массы ГТД по годам и ее значение в зависимости от назначенного ресурса соответственно. Однако, только 35 из 90 найденных двигателей имели все требуемые значения параметров для расчета массы. Это связано с тем, что информация о параметрах современных и перспективных двигателей в публикуемой литературе и интернете часто отсутствует. Приводятся лишь основные технические данные двигателей, такие как тяга, удельный расход топлива, масса и некоторые параметры рабочего процесса. В связи с этим, неизвестные параметры рабочего процесса малоразмерных двигателей были идентифицированы с помощью CAE-системы «АСТРА», разработанной на кафедре теории двигателей Самарского университета.

Недостаточность данных приводит к тому, что количество неизвестных значительно превышает количество уравнений, которые могут быть сформированы из известной для ГТД информации. Это, в свою очередь, приводит к неоднозначности решения системы

уравнений. Указанная неоднозначность ликвидировалась путем решения задачи нелинейного программирования. При этом производилась минимизация некоторой целевой функции (в данном исследовании тяги) посредством изменения коэффициентов потерь, КПД и параметров по которым не было достоверной информации.

После, для каждого двигателя на основе известных и вычисленных параметров, были вычислены соответственно масса двигателя и значение среднеквадратичного отклонения, характеризующее точность вычисленной массы.

Для найденных двигателей тяга на взлетном режиме находится в диапазоне от 1,91 кН до 44,7 кН, суммарный расход воздуха изменяется в диапазоне от 5,71 кг/с до 355 кг/с, масса изменятся от 30,6 кг до 1690 кг.

Двигатели были отсортированы по тяге на несколько групп, чтобы в дальнейшем при уточнении коэффициентов учесть их различия, тем самым повысив точность всей модели.

В дальнейшем планируется произвести уточнение коэффициентов модели вычисления массы на ранних этапах проектирования газотурбинного двигателя на основе собранной статистики и параметров рабочего процесса, полученных путем идентификации. Также планируется создать программу на основе нейронной сети для автоматизации процесса уточнения коэффициентов.

Методы определения характеристик компрессоров малоразмерных газотурбинных двигателей по заданной геометрии

Агапов А.В., Боровиков Д.А.
Научный руководитель — к.т.н. Ионов А.В.
МАИ, Москва
agapov_andrey@icloud.com

В настоящее время область применения малоразмерных газотурбинных двигателей с тягой до 600Н продолжает увеличиваться. До недавнего времени такие двигатели в основном использовали авиамоделисты, создающие летающие копии пилотируемой техники. Однако в последнее время стали появляться образцы БЛА, использующие в силовой установке малоразмерные ТРД. Также одним из возможных применений малоразмерных воздушно-реактивных двигателей является использование их в наземных энергетических установках.

Представленные выше примеры показывают, что задача создания малоразмерного ГТД является актуальной. Важным является вопрос анализа конструкции и оценки располагаемых характеристик.

Характеристики малоразмерных двигателей во многом зависят от характеристик компрессора. Высокая нагруженность, однорежимность и малый запас газодинамической устойчивости отличают компрессор малоразмерного двигателя от компрессоров двигателей традиционной размерности делают его одним из самых сложных для проектирования узлов. Получение характеристик малоразмерного компрессора необходимо как для уточнения проектировочных расчетов, так и для оптимизации параметров малоразмерного двигателя

В данной работе были отработаны методы получения характеристик компрессоров двигателей PegasusMk3 и Titan. Трехмерные модели рабочих колес были получены с помощью мобильной сканирующей системы ModelMakerD100. Полученная геометрия была обработана в программном комплексе Siemens NX. Расчет характеристик рабочих колес был выполнен в программном комплексе ANSYS CFX.

Рассмотренные в работе методы позволяют получить характеристики компрессоров малоразмерных ГТД для дальнейшего их использования при проектировочных расчетах и оптимизации параметров таких двигателей.

1. Боровиков Д. А., Ионов А. В., Селиверстов С. Д. Разработка микро-ГТД и методик их проектирования. Тезисы докладов. 20-я научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов. Королев – 2014. – С. 447-449.

2. Ионов А.В., Катенин Д.А., Федосеев С.В. Проектирование и технология производства малых серий центробежных колес турбомашин из алюминиевых сплавов / Ионов А.В., Катенин Д.А., Федосеев С.В // Конкурс научно-технических работ и проектов "Молодежь и будущее авиации и космонавтики": сборник аннотаций работ – Москва, 2011-18 с.

3. Агапов А.В., Богданов В.Н., Ионов А.В., Селиверстов С.Д., Ионов А.В. Направления совершенствования малоразмерных газотурбинных двигателей // Сборник тезисов докладов конгресса молодых ученых. Электронное издание [Электронный ресурс].

4. А.В. Агапов, В.Н. Богданов, Д.А. Боровиков, А.В. Ионов, С.Д. Селиверстов, П.А. Стариков МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ И ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД // Научно-технический вестник Поволжья. №6 2016г. – Казань: Научно-технический вестник Поволжья, 2016. – 198 с.

5. Ростопчин В.В. Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов, доступно по ссылке: URL: http://www.uav.ru/articles/micro_trd.pdf.

6. Гусаров С.А. Труды МАИ, 2012 №53, доступно по ссылке: http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29397.

7. Ржавин Ю.А., Емин О.Н., Карасев В.Н. Лопаточные машины двигателей летательных аппаратов. Теория и расчет, - Москва, изд-во МАИ ПРИНТ, 2008, 700 стр.

8. Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А., Кравченко И.В., Крылов Б.А. Термогазодинамические расчеты и расчет характеристик авиационных ГТД, - Москва, изд-во МАИ, 2002, 257 стр.

9. AMT Netherlands PegasusHP, доступно по ссылке: http://www.amtjets.com/PegasusHP.

10. Болховитин М.С., Ионов А.В., Селиверстов С.Д. Развитие области применения автоматизированных производственных систем при натурном моделировании процессов и конструкций ЛА / Тезисы докладов. 20-я научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов. Королев – 2014. – С. 398-400

Анализ современного состояния и перспектив развития рынка зарубежных широкофюзеляжных самолетов с ТРДД тягой более 35 тонн

Алендарь А.Д., Грунин А.Н., Якурнова К.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Викулин А.В.
МАИ, Москва
artem.alendar@mail.ru

Исследование современного состояния и перспектив развития рынка зарубежных широкофюзеляжных самолетов с ТРДД тягой более 35 тонн

Данный анализ выполнен в рамках первого этапа НИР, направленной на исследования в целях разработки проекта ТРДД для широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета (ШФДМС) со взлетной тягой 40 тс. В ходе анализа выполнен обзор современного состояния и перспектив развития рынка зарубежных пассажирских и транспортных самолетов с ТРДД большой тяги.

В результате анализа установлено, что самолеты гражданского назначения (региональные, магистральные и транспортные) являются основной составляющей мирового рынка авиационной техники (АТ). При этом суммарная выручка от реализации гражданской АТ значительно превышает выручку от реализации авиационной техники военного назначения (почти в 3 раза согласно данным Teal Group по состоянию на конец 2017 года).

Доминирующее положение на рынке ШФДМС занимают компании Airbus (Европа) и Boeing (США), в соотношении 46% и 54% соответственно (по данным Teal Group). В список производящихся и эксплуатирующихся на сегодняшний день широкофюзеляжных магистральных самолетов компании Airbus входят самолеты семейств A330, A340, A350 XWB и A380. В аналогичный список компании Boeing входят самолеты семейств B747, B767, B777 и B787 Dreamliner. В России единственным широкофюзеляжным самолетом

является Ил-96. Также в 2017 году стартовал российско-китайский проект по разработке широкофюзеляжного пассажирского самолета CR929.

Мировой рынок авиадвигателей большой тяги для широкофюзеляжных 2-двигательных и 4-двигательных самолетов характеризуется жесткой конкурентной борьбой ведущих двигателестроительных фирм General Electric, Rolls-Royce и Pratt&Whitney, создающих альянсы с другими фирмами для повышения конкурентоспособности своих новых двигателей. В настоящее время уже созданы двигатели 4 и 5 поколения в классах взлетной тяги 30□40 тонн и выше: Trent 800, Trent 900, Trent 1000, Trent XWB (Rolls-Royce), PW4000 (Pratt & Whitney), GE9X (в разработке), GE90, GEnx, (General Electric Aviation).

Данные двигатели имеют высокий уровень технического совершенства, однако, указанные производители активно ведут научно-исследовательские и технологические программы, направленные на создание научно-технического задела в области проектирования, конструирования, технологий изготовления, испытаний, технологий послепродажного обслуживания и т.д. В эти работы широко вовлекаются различные научно-исследовательские центры, университеты и лаборатории. Целью этих работ является поддержание конкурентоспособности, совершенствование в целях удовлетворения ужесточающихся экологических ограничений и др.

Для сохранения конкурентоспособности отечественных транспортных самолетов большой грузоподъемности и возвращения России на рынок ШФДМС необходимо создание собственных ТРДД большой тяги. В настоящее время в ведется работа по созданию ТРДД ПД-35 со взлетной тягой 35 тс.

Исследование конструктивных способов повышения эффективности узлов горячей части современных и перспективных авиационных ГТД

Богданович В.И.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Нестеренко В.Г.
МАИ, Москва
Lessander@mail.ru

Представлены результаты исследований и новые конструктивные решения наиболее значимых элементов охлаждаемых турбин газогенераторов (ТВД) и выхлопной части современных и перспективных авиационных ГТД (АД с ГТД), с целью существенного повышения их экономичности и реализации повышенных температур газа на входе в турбину газогенератора вновь проектируемых или модернизируемых конструкций АД с ГТД.

Так, например, возможность повышения температуры газа перед турбиной газогенератора (ТВД) авиационного ГТД обеспечивается увеличением пропускной способности воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ) и снижением температуры охлаждающего воздуха, отбираемого от компрессора высокого давления (КВД), что позволяет снизить массу и габаритные размеры горячей части ГТД. Рассматриваются результаты исследований различных конструкций ВВТ, устанавливаемого в наружном контуре современных высокотемпературных ТРДД и ТРДДф, в которых варьировались диаметральные размеры трубок от четырёх до шести миллиметров, их количество, собранных в рядные пучки, ориентированные как в окружном, так и радиальном направлении.

Условием постановки ВВТ в наружном контуре ТРДД является минимальный уровень дополнительного гидравлического сопротивления. С этой целью исследовались величины снижения температуры горячего воздуха внутри теплообменника и потери давления охлаждающего трубки воздуха в наружном контуре АД с ГТД с различными вариантами размеров трубок цилиндрической или овальной формы, имеющих соотношение диаметральных осей 1:2, которые позволяют существенно уменьшить гидравлическое сопротивление ВВТ. Кроме того, исследовались ВВТ с трубками, на внутренней

поверхности которых выполнялись кольцевые турбулизаторы, способствующие увеличению интенсивности охлаждения воздуха, поступающего в рабочие лопатки ТВД.

Количественные результаты проведенных расчётных исследований, выполненных с использованием существующих методик расчёта, основанных на интегральных уравнениях и опытных коэффициентах, полученных различными авторами, а также с использованием вычислительной комплексной программы ANSYS CFX, сопоставлены с результатами экспериментальных исследований ВВТ, устанавливаемого на ТРДДф АЛ-31-Ф. Расхождение расчётных и экспериментальных данных в базовом варианте конструкции ВВТ составило около 12%.

Выполненные исследования по увеличению эффективности ВВТ и снижению температуры охлаждающего воздуха на выходе из него, позволяют рассмотреть возможность установки бандажных полок на рабочие лопатки высокотемпературных ГТД, которые в существующих ТВД, в настоящее время практически не применяются, хотя они существенным образом способствуют повышению их надёжности и экономичности. Это связано с тем, что постановка бандажных полок приводит к дополнительным напряжениям растяжения по всей высоте лопаток, которые могут быть скомпенсированы только их дополнительным охлаждением или применением новых жаропрочных материалов и жаропрочных покрытий. Например, покрытие дендридной структуры, которое разработано фирмой ALD и широко применяется в новых военных и гражданских иностранных авиационных ГТД, типа PW-119, PW-1400, LEAP и др. Эти методы могут быть в настоящее время реализованы и в отечественных конструкциях новых ГТД.

Задача по установке бандажной полки на периферии профильной части пера лопатки разделяется на две связанные между собой и обязательные части. В первой части этой работы необходимо обеспечить прочность самой полки, у которой максимум изгибных напряжений имеется в месте перехода от полки к профильной части лопатки. Показано, что эту критичную величину изгибных напряжений можно уменьшить за счёт плёночного охлаждения этого места конструкции, с вогнутой или выпуклой стороны профильной части лопатки, на нижней стороне полки, которое в настоящее время в полочных конструкций пера лопатки не имеют плёночного охлаждения.

Во второй части этой работы рассмотрена возможность увеличения интенсивности плёночного охлаждения не по всей наружной поверхности профильной части пера лопатки, а только в местах наличия критических величин напряжений растяжения. Рёбра лабиринтных уплотнений также необходимо охлаждать. Пример такой конструкции и результаты расчётов, с использованием комплексной системы CFD, приводятся.

В заключительной части описания возможных способов совершенствования конструкции современных авиационных ГТД представлены результаты исследования и анализа конструкций вариантов пластинчатого и трубчатого рекуператора, устанавливаемого в выхлопной части авиационных ГТД. Авторами выполнен патентный поиск такого типа конструкций и разработан рекуператор с пластинами типа Френкеля, имеющего максимальную степень регенерации и возможно минимальный вес для турбовинтового ТВД мощностью 1000 л.с.

Конструктивные особенности технологической оснастки для калориметрических испытаний теплонапряженных деталей ГТД

Бурчуладзе А.Г.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Ярославцев Н.Л.
МАИ, Москва
apple_a_96@rambler.ru

В настоящее время одним из наиболее информативных методов оценки теплового состояния теплонапряженных деталей ГТД, к которым можно отнести и охлаждаемые

лопатки высокотемпературных газовых турбин, является метод калориметрирования в жидкометаллическом термостате.

Сущность метода заключается в том, что исследуемая оболочковая конструкция погружается в расплав перегретого высокочистого цинка, выдерживается определенное время до наступления равновесного состояния и при температуре кристаллизации цинка продувается охлаждающим воздухом. Далее по толщине корки металла, образовавшейся на наружной поверхности исследуемого объекта, оценивается эффективность работы системы охлаждения последнего.

Одним из ответственных элементов технологической оснастки экспериментальной установки является рабочий участок, соединяющий объект исследования (охлаждаемую лопатку) с воздушной магистралью стенда.

Конструкция рабочего участка должна обеспечивать:

- возможность продувки лопатки охладителем при погружении ее в цинк с выпуском охладителя в атмосферу или с использованием системы противодавления;
- минимальный теплоотвод от лопатки к рабочему участку;
- отсутствие массивных элементов соединительных узлов для обеспечения снижения теплоаккумуляционной способности конструкции;
- для лопаток со вставным дефлектором - возможность замены дефлектора лопатки в процессе проведения эксперимента без демонтажа рабочего участка.

Рабочий участок разрабатывается индивидуально для каждого объекта исследования с учетом его конструктивных особенностей с целью обеспечения полной имитации натурных условий эксплуатации.

В процессе проведения исследовательских работ были спроектированы и изготовлены рабочие участки обеспечивающие:

- стабилизацию температуры охлаждающего воздуха на входе в испытуемый объект и моделирование гидравлических процессов в диске турбины;
- возможность осуществления сравнительной оценки теплового состояния исследуемых объектов в процессе одного эксперимента;
-возможность проведения исследования теплового состояния дефлекторных лопаток со сменными вставными дефлекторами без разборки конструкции рабочего участка.

Конструктивное оформление представленных рабочих участков позволяет уменьшить тепловые потери (теплорастоки) в системе «рабочий участок-объект контроля», повысить точность сравнительной оценки теплового состояния исследуемых объектов, сократить время подготовительных операций калориметрического метода контроля, имитировать эксплуатационные тепловые и газодинамические условия подвода охлаждающего воздуха к испытуемым лопаткам газовых турбин.

Литература

1. Викулин А.В., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. Тепловые испытания и доводка охлаждаемых лопаток газовых турбин [Текст] / Н.Л Ярославцев - М.: ООО «КПД», 2012. - 568 с.
2. Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. Способ контроля работы системы внутреннего охлаждения лопаток газовых турбин [Текст] / Н.Л Ярославцев - М.: Машиностроение, 1982. – 45 с.

Разработка методики топологической оптимизации кронштейна с помощью пакета ANSYS

Гарсия А.Г., Раихин К.В., Селиверстов С.Д.
Научный руководитель — к.т.н. Ионов А.В.
МАИ, Москва; Игуала, Мексика
adrielgg04@mail.ru

Когда мы говорим об аддитивных технологиях (АТ) или, как их часто называют, о 3D-печати, создается иллюзия, что не нужно больше ни чего по мимо трехмерной модели. Задача которые позволяют решать АТ, намного шире. Прежде всего, АТ позволяют решать задачи создания новых и известных материалов с лучшими свойствами, внедрение более совершенных методов проектирования для уменьшения массы изделий и др. Данная работа посвящена анализу методов топологической оптимизации и тому, как они могут быть реализованы применительно к АТ. Топологическая оптимизация – это подход к оптимизации конструкции, ищущий наилучшее распределение материала в заданной области для заданных нагрузок и граничных условий. Применение топологической оптимизации на этапе проектирования помогает найти вариант дизайна конструкции с наиболее рациональным распределением материала и пустот в объёме, таким образом заметно снизить его массу.

Для разработки методики топологической оптимизации выбран кронштейн подвески газотурбинного двигателя в мотогандоле. В качестве программного решения была использована система ANSYS 18.1.

В ходе выполнения работы были проработаны основные элементы подготовки расчета:

- подготовки геометрии для оптимизации;
- создания расчетной модели;
- наложение граничных условий и нагрузок;
- определение «рабочих» и «неизменяемых» зон расчетной модели;

При проведении работ были выполнены следующие виды расчетов по задаче оптимизации: minimum compliance, minimum mass, maximum stress.

В результате проведения расчетов была получена сеточная модель кронштейна, на основании которой построена конструкторская модель. По конструкторской модели выполнен проверочный прочностной расчет.

Для проведения верификации полученных данных было проведено сравнение полученных результатов с результатами других исследователей, расчеты которых выполнялись в программном комплексе Altair.

Совершенствование методики контроля выработки ресурса по малоцикловой усталости основных деталей ГТД высокоманевренных ЛА

Гогаев Г.П., Немцев Д.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Марчуков Е.Ю.
МАИ, Москва
gogaevgeorge@rambler.ru

Рост стоимости жизненного цикла газотурбинного двигателя (ГТД) выдвигает на передний план проблему полного безопасного использования ресурса авиационных двигателей. Однако полному использованию различных видов ресурса препятствует недостаточное совершенство применяемых методов контроля, анализа нагружения и управления расходом ресурса ГТД в процессе эксплуатации.

Зачастую учет расходования ресурса осуществляется излишне консервативно, в предположении возможного сочетания максимально неблагоприятных факторов нагружения, что чрезвычайно редко встречается в эксплуатации. В качестве примера можно привести учет наработки на «боевых» режимах по факту применения, без учета условий реализации, а также учет выработки ресурса по малоцикловой усталости (МЦУ) основных

деталей (ОД) двигателя, в настоящее время осуществляемый по экстремальным значениям единичных повреждаемостей.

Таким образом, направление совершенствования методов контроля, анализа нагружения и управления расходом ресурса ГТД в процессе эксплуатации является актуальным.

Особое внимание стоит уделить основным деталям двигателя, разрушение которых могут привести к катастрофическим последствиям.

Целью исследования является совершенствование методики учета расходования ресурса по МЦУ ОД ГТД высокоманевренных летательных аппаратов за счет учета реальных условий работы.

Основной вклад в накопление поврежденности деталей авиационного высокоманевренного двигателя вносят поврежденности, обусловленные реализацией переменных режимов работы (механизм малоцикловой усталости) и работой на максимальных установившихся режимах (механизм исчерпания длительной прочности).

Как показывает опыт эксплуатации двигателей четвертого поколения, вклад статической составляющей в общую повреждаемость ОД двигателя существенно меньше циклической. Поэтому, как правило, оценка остаточного ресурса двигателя производится только на основе учета циклических повреждаемостей его ОД.

Основная идея методики учета расходования ресурса ОД двигателей 4-го поколения заключается в сравнении фактического значения параметра технического состояния (накопленной поврежденности) ОД двигателя во время эксплуатации с его предельно допустимым значением, накопленным в процессе ресурсных испытаний и последующее определение остаточного ресурса ОД двигателя по результатам этого сравнения.

Для контроля исчерпания ресурса ОД двигателей предприятием разработчиком определяются типы циклов нагружения, в наибольшей степени влияющих на повреждаемость ОД. Следует отметить, что для каждого семейства двигателей количество значимых типов циклов является индивидуальным.

Алгоритм определения накопленной ОД поврежденности по МЦУ использует закон линейного суммирования. За долю поврежденности, вносимой одним циклом нагружения, принято отношение $\Pi i = 1/Npi$ (определенное либо экспериментальными методами, либо вычисленное по эмпирической формуле Мэнсона, где Πi – единичная повреждаемость цикла; i – тип цикла, Npi – количество циклов до разрушения).

Для каждого типа элементарного цикла нагружения и каждой ОД, рассчитывается единичная повреждаемость.

В настоящее время значение количества циклов до разрушения Npi, а значит и единичной повреждаемости Πi, для каждого типа цикла определяется при экстремальных нагрузках (режим работы изделия, Мах и высота полета) для заданного диапазона эксплуатации авиационного ГТД.

Однако проведенный анализ эксплуатации высокоманевренного ЛА с двигателями 4-го поколения показал, что около 80% эксплуатации осуществляется на дозвуковых скоростях и высотах до 10 км, при которых нагруженность ОД значительно ниже максимальной. Следовательно, использование существующей методики приводит к избыточному консерватизму при подсчете накопленной поврежденности.

Для оценки влияния полетных условий на единичную повреждаемость ОД проведен комплекс расчетов диска турбины высокого давления (ТВД) двигателя 4-го поколения. Полученные результаты показали, что единичная повреждаемость всех типов циклов диска ТВД существенно зависит от полетных условий. Так единичная повреждаемость циклов нагружения в зоне, в которой осуществляется 80 % эксплуатации ниже значений при максимальных нагрузках для всех типов циклов в среднем на 25%.

Проведенные исследования позволили сделать следующие выводы:

1) Существующая методика контроля расходования ресурса по МЦУ ОД ГТД двигателей 4-го поколения имеет допущения, которые приводят к снижению достоверности определения накопленной поврежденности и остаточного ресурса двигателя и его ОД, что в

свою очередь приводит к досрочному съему исправного двигателя и увеличению стоимости жизненного цикла.

2) Для ухода от избыточного консерватизма методики используемой в настоящее время необходимо вести накопление циклической поврежденности ОД двигателя с учетом реальных полетных условий, т.е. установить зависимость единичной повреждаемости от полетных условий.

Оценка перспектив применения трехконтурного турбореактивного двигателя для многорежимных самолетов

Горбунов А.А., Склярова А.П., Новоселова А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Агульник А.Б.
МАИ, Москва
9055067112@mail.ru

На современных многорежимных самолетах применяются двухконтурные турбореактивные двигатели со смешением потоков и общей для обоих контуров форсажной камерой сгорания и соплом (ТРДДФ) Однако требования к выбору степени двухконтурности двигателей таких самолетов для режимов полета с дозвуковой и с сверхзвуковой скоростью кардинально противоположны. В классических ТРДДФ эта проблема решается путем выбора компромиссного варианта степени двухконтурности, что не позволяет получить максимально возможные характеристики двигателя на всех режимах полета.

Альтернативным подходом является применение двигателей изменяемого рабочего процесса (ДИП), в которых имеется возможность независимого управления основными параметрами цикла двигателя, включая и степень двухконтурности, что позволяет получить высокую тягу на сверхзвуковых режимах и высокую экономичность на дозвуковых крейсерских режимах полета. Исследования в этой области начались еще в 70-х годах прошлого столетия, но развития этот путь совершенствования двигателей тогда не получил. С появлением новых технологий управления, новых конструкционных материалов интерес к таким двигателям снова возродился.

Одной из перспективных схем ДИП является схема трехконтурного двигателя (ТРДТ). В настоящее время такая схема широко прорабатывается передовыми зарубежными двигателестроительными фирмами для маневренного самолета шестого поколения. В США существует программа ADVENT, которая подразумевает создание такого ТРДТ. По заявляемым в США оценочным данным, в целом улучшение основных параметров в ADVENT по сравнению с современными ТРДДФ составит до 35%.

В данной работе проведен анализ влияния изменения степени трехконтурности на параметры работы компрессора. Была сформирована математическая модель ТРДТ в программном комплексе ThermoGTE, разработанном И.А.Лещенко. Данный программный комплекс нашел широкое применение в ОКБ им.А.Люльки. За прототип был взят двигатель АЛ-31Ф. Характеристики компрессора низкого давления, от которого осуществлялся регулируемый отбор воздуха в третий контур, рассчитывались по широко известной обобщенной модели Р.М. Федорова.

В результате анализа характеристик ТРДТ были получены оптимальные значения степени трехконтурности для различных режимов работы двигателя, что позволило снизить расход топлива до 7%. Данный анализ подтвердил целесообразность продолжения исследований трехконтурного двигателя для многоцелевых истребителей.

Анализ работ зарубежных двигателестроительных корпораций в области ближнемагистральных бизнес-самолетов

Грунин А.Н., Алендарь А.Д.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Викулин А.В.
МАИ, Москва
grunin.anton@mail.ru

В настоящее время доля производства двигателей для бизнес-самолётов растёт на волне повышения общего спроса деловой авиации. Это приводит к увеличению внимания к данному направлению в современном двигателестроении. Крупные двигателестроительные корпорации уделяют большое внимание этой части рынка, совершенствуя программы эксплуатации, технического обслуживания и внедряя инновационные технологии.

На сегодняшний день основными корпорациями, поставляющими турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) для бизнес-самолётов, являются: Pratt & Whitney Canada (доля производства – 40%), Honeywell (20%), Rolls-Royce (18%), Williams (17%), General Electric (5%). Лидерами по числу поставленных силовых установок стали Rolls-Royce и Pratt & Whitney Canada.

По данным специалистов компании Rolls-Royce, общий объем поставок ТРДД для бизнес-самолётов на период 2007—2026 гг. в 63 816 единицу, общей стоимостью в 93 млрд. долларов США, что составляет почти 14% от стоимости всех авиационных двигателей, которые будут поставлены за данный период.

Современные материалы, новые технологии и программы по созданию моделей бизнес-самолётов сулят двигателестроительным компаниям заманчивые перспективы.

Следует отметить, что деловой человек в Российской Федерации пользуется иностранной бизнес-авиацией. Это явление определяется несколькими факторами:

- высокое качество предоставляемых услуг;
- комфортабельность;
- приемлемые цены на услуги;
- современное оснащение воздушных судов.

На сегодняшний день большое количество отечественных бизнес-самолетов являются разработками еще советского периода. Это переделанные и модифицированные самолеты фирм ПАО «Туполев», «ОКБ имени А.С. Яковлева» и другие. Средний «возраст» самолётов не вселяет уверенность в сердца российских бизнесменов, а двигатели не соответствуют установленным международным стандартам, что делает невозможным полёты в многие страны мира.

Из вышесказанного можно сделать следующий вывод, что деловая авиация является одним из главных и перспективных направлений в современном авиастроении. Большой интерес на бизнес-самолеты большого и среднего классов создает значительный спрос на силовые установки.

Исследование повреждений воздушного винта от воздействия средств поражения

Изгородин П.А.
Научный руководитель — Рогов Н.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
www.dante-2011@mail.ru

В настоящее время в конструкции воздушного судна широкое применение находят агрегаты из композиционных материалов. Воздушный винт как агрегат предназначен для создания силы тяги за счет использования мощности двигателя. Кроме того, с помощью воздушного винта осуществляется торможение самолета после посадки с целью уменьшения длины пробега. Для увеличения надежности работы воздушные винты изготавливают из

композиционных материалов. Современные композиционные материалы имеют уникальные механические свойства по сравнению со сталью или алюминиевыми сплавами: высокие усталостную прочность, удельную прочность (отношение прочности и веса), удельную жесткость (отношение модуля упругости и веса), повышенную прочность и высокое сопротивление повреждениям от внешних нагрузок. Процедура определения прочностных свойств перекрестно-армированного материала сводится к нахождению компонент напряжений в каждом слое с учетом ориентации волокон в нем и применению к каждому слою какого-либо аналитического критерия разрушения при сложном напряженном состоянии. Исследования показывают, что для получения требуемых характеристик полимерных композиционных материалов нет необходимости применения сложных схем армирования с большим количеством различно направленных слоев.

В процессе технической эксплуатации и при ведении боевых действий воздушный винт может быть поврежден. Повреждаемость воздушного винта ведет к разрушению его конструкции. Характер разрушения композита зависит от уровня энергии удара. Удары с высоким и средним уровнем энергии вызывают разрушение поверхности и могут быть образовываться внутренние расслоение. Наиболее опасно разрушение с расслоением полимерных композиционных материалов, которое трудно обнаружить при визуальном контроле.

Исследования показывают, что расслоение композиционных материалов может силь-но понизить прочность, особенно сжатых элементов. Расчет траектории и параметров движения высокоскоростными твердыми частицами после соударения с элементами силовой установки является важной частью численного моделирования процесса движения постороннего предмета. Исследование процесса взаимодействия высокоскоростным твердым предметом произвольной формы с преградой при косом ударе является самостоятельной сложной задачей, которая служит предметом исследования в теории удара. В настоящее время имеются экспериментальные данные для достаточно широкого круга соударяющихся пар материалов, используемых в авиационных установках. Для исследования характера повреждения композиционного материала в зоне воздействия высокоскоростным твердым предметом используется уравнение движения, которое решается при динамическом анализе.

При разработке методики оценки ударной стойкости полимерного композиционного материала к повреждению был использован ряд известных методик, связанных с расчетом движения твердых частиц в воздушном потоке, статистической оценкой параметров и характеристик твердых частиц, с определением напряженно-деформированного состояния конструкционных материалов. Разработанная методика позволяет расчетным путем определить параметр повреждений воздушного винта из композиционных материалов, необходимые для дальнейшей оценки пригодности композиционных материалов к использованию по назначению и ремонтопригодность.

Исследование теплофизических свойств перспективных компонентов авиационных топлив

Ильина М.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Яновский Л.С.
ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва
lapohka12@yandex.ru

Дальность полета летательного аппарата (ЛА) является одной из наиболее значимых характеристик, как для военной так и для гражданской авиации. Для повышения дальности полета летательных аппаратов и снижения расхода топлива актуально применение в составе авиационных топлив перспективных энергоемких компонентов. В настоящее время данные о теплофизических свойствах компонентов перспективных топлив для ЛА отсутствую, и их определение является актуальным.

Настоящая работа была посвящена исследованию теплофизических свойств: Бинор-s (C14H16) и пенталан (C10H12)

Бинор-s (C14H16) и пенталан (C10H12) – алифатические циклические углеводороды, обладающие высокими плотностью, объемной теплотой сгорания и температурой кипения, что позволяет рассматривать эти соединения в качестве перспективных компонентов авиационных топлив.

Исследование термической стабильности и кинетики термодеструкции перспективных компонентов топлив проводили в интервале температур 100-400 градусов Цельсия путем измерения равновесного давления в процессе их изохорического нагревания на манометрической установке.

Для исследованных образцов определяли зависимость упругости от температуры, температуры кипения, критические температуры и рассчитывали энтальпии и энтропии испарения. Константы скоростей химических реакций определяли при разных температурах по зависимости давления газов, выделяющихся в результате термодеструкции компонентов, от времени. По полученным данным расчитывали энергию активации и предэкспоненциальный множитель уравнения Аррениуса. Полученные в работе данные представляют интерес для разработки перспективных авиационных топлив.

Направления совершенствования приборов давления в рабочем тракте ГТД

Кириллова А.М., Ериков К.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Монахова В.П.
МАИ, Москва
vesnaanastasiya@yandex.ru

В работе рассматриваются проблемы создания приборов для измерения полного и статического давления в рабочем тракте двигателя.

Проведенная метрологическая оценка технических характеристик приемников давления показала, что приемники давления заторможенного потока имеют погрешность порядка 0,3%. При измерении статического давления специальные зонды имеют обычно погрешность порядка 1,5%.

На базе одних и тех же чувствительных элементов создаются различные датчики давления. Полное и статическое давление может быть измерено одинаковыми средствами измерений, приемники давления отличаются конструкцией и пространственной ориентацией относительно потока.

Среди самих датчиков давления наибольшее распространение при автоматизации ГТД получили электрические преобразователи индуктивного, потенциометрического, тензорезисторного и частотного типа.

Эксплуатация датчиков давления в составе современных ГТД предопределяет, воздействие достаточно жестких внешних дестабилизирующих факторов, вызывающих дополнительные погрешности и сокращающих ресурс: широкий диапазон рабочих температур, механические удары, вибрации, химически агрессивные примеси.

Развитие автоматизированных систем контроля и управления резко повысило востребованность интеллектуальных датчиков, т.е. пригодных для подключения к любой сети или системе. Преимущество данных датчиков заключается в простоте согласования с автоматизированной системой измерения.

На каждый датчик давления существуют руководство по эксплуатации, где зафиксированы технические характеристики, параметры, режимы эксплуатации, конструкцией, правила монтажа, эксплуатации, хранения и транспортирования.

К параметрам датчиков предъявляются высокие требования, например суммарная погрешность измерений для датчиков не должна превышать 1% с одновременным требованиям максимально возможного межповерочного интервала, ресурса и срока службы. При этом проблемой в уже имеющихся датчиков давления является унификация параметров и составных частей.

Основная цель работы заключается в разработке предложений технического, конструктивно-технологического и организационно-методического характера для совершенствования существующих приборов с учетом актуального требования встраиваемости датчиков.

1.Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616с.

2. Ковылов, Ю. Л. Определение параметров газового потока в тракте ТРД и анализ его термодинамического цикла: метод. указ. / Ю. Л. Ковылов, А.Н. Первышин. - Куйбышев: КуАИ, 1987. – 25с.

3. Буряченко А.Г., Ранченко Г.С., Ульяшин С.В. Интеллектуальный датчик давления// Электронные компоненты и системы.-2004.

Выбор оптимальных параметров рабочего процесса турбореактивного двухконтурного двигателя

Красильников С.А., Авдеев С.В.
Научный руководитель — Филинов Е.П.
СНИУ им. С.П. Королёва, Самара
DOOTTTAAAA@yandex.ru

Экономическая эффективность авиационного газотурбинного двигателя, а также его массовые и подъемные характеристики напрямую зависят от параметров его рабочего процесса. Их оптимальное соотношение позволит обеспечить минимальную стоимость жизненного цикла двигателя, а если дело касается гражданской авиации, то и эффективность авиаперевозок. Последнее положительно скажется на развитии авиационной промышленности в целом, улучшении качества и конкурентоспособности выпускаемых ГТД и воздушных судов. Исходя из этого к авиационным ГТД предъявляют жесткие требования, связанные с их массой и удельным расходом топлива.

Для выбора их сбалансированного соотношения применяют метод статистического анализа, с помощью которого определяются предполагаемые значения температуры газа перед турбиной, а также степени повышения давления. В данном исследовании эти параметры использовались в качестве ограничений при поиске оптимальных величин массы двигателя и удельного расхода топлива. Их определение производилось в термогазодинамической автоматизированной CAE-системе «АСТРА».

Поиск параметров проектированного ГТД производился с прицелом на 2027 год, так как от проектирования до опытного производства двигателя проходит порядка 10 лет.

В качестве рассматриваемого авиационного двигателя был выбран турбореактивный двухконтурный двигатель ТРДД TFE731-50R с тягой 20 кН, массой в 642,5 кг и удельным расходом топлива – 37,78 кг/кНч.

Оптимизируемыми переменами рабочего процесса выступали такие параметры как: температура газа перед турбиной, суммарная степень повышения давления и степень двухконтурности.

Для выбора оптимальных параметров был построен фронт Парето, границей которого выступали оптимальные значения проектируемого двигателя, по которым определялись удельный расход топлива и масса ГТД.

Построение фронта Парето строилось путем табуляции оптимизируемых переменны, с помощью которых формировалось облако точек с улучшенными значениями массы двигателя и удельного расхода топлива.

При анализе фронта Парето выявлено, что улучшение одного оптимизируемого параметра, например, массы, невозможно без ухудшения другого – удельного расхода топлива. Для того чтобы выбрать из множества Парето-оптимальных альтернатив один единственный оптимум, была введена целевая функция, одновременно зависящая от

изменения удельного расхода топлива и от изменения массы ГТД. Максимум данной функции позволил определить наиболее оптимальные параметры проектируемого двигателя.

По результатам многокритериальной оптимизации значение массы двигателя составило 561 кг, а удельный расход топлива – 35,76. Данные результаты соответствуют уменьшению массы двигателя на 12,7 % и удельного расхода топлива на 5,4% относительно прототипа.

Оптимизируемые переменные изменились следующим образом: суммарная степень повышения давления снизилась с 24,22 до 19,52, температура газа перед турбиной также уменьшилась с1580 К до 1295 К, а степень двухконтурности напротив увеличило свое значение с 3,6 до 6,4.

Исходя из этого можно считать, что выбор оптимальных параметров рабочего процесса ТРДД был достигнут.

В дальнейшем, планируется произвести ряд исследований по оптимизации двигателя непосредственно в составе воздушного судна. Изучить влияние других оптимизируемых параметров, нежели упомянутых ранее. И повысить качество данной методики по выбору оптимальных параметров рабочего процесса ГТД.

Экспериментальное исследование смесительного устройства

Кучеров Н.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Лепешинский И.А.
МАИ, Москва
n.kutcherov@bk.ru

Целью исследования было получение комплексных данных о работе данного устройства на различных режимах работы.

Для этого была разработана методика, основанная на использовании лазерно-оптических и зондовых методах исследования, позволившая получить: расходную характеристику устройства, поля скоростей капель жидкости в различных сечениях по длине струи, поля расходов фаз в нулевом сечении струи, дисперсность и поле статического давления внутри устройства.

Расходная характеристика показала независимость расхода жидкости от расхода воздуха, из чего можно сделать вывод о том, что последний будет влиять исключительно на процесс распыления.

Поля скоростей капель жидкости оказались неравномерными по длине блока форсунок, причём максимумы находились в областях периферийных форсунок, а в центральной части имелся значительный «провал». Увеличение расхода воздуха приводило к некоторому уменьшению неравномерности полей путём появления локальных максимумов в центральной части блока форсунок. Профили расходов фаз, скоростей воздуха, а также скоростного напора имели ту же геометрию. Данная картина, с разной степенью неравномерности наблюдалась для всех исследуемых режимов. При этом, профиль скоростного напора по сути является профилем статического давления по длине блока форсунок. Именно неравномерность и не монотонность этого профиля приводит к вышеописанному результату. В свою очередь профиль давления обусловлен сложным течением внутри смесителя, в том числе малыми локальными значениями скорости звука в газокапельной смеси, препятствующими выравниванию статического давления.

Таким образом, в результате данного исследования были выявлены причины ухудшающие работу данного устройства при организации процесса формирования двухфазной смеси.

Оценка эффективности использования интенсификации теплоотдачи в топливно-масляном теплообменнике газотурбинного двигателя

Любченко Е.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Неверов А.С.
МАИ, Москва
lem1545@yandex.ru

Как известно, повышение эффективности термодинамического цикла авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) базируется на увеличении степени повышения давления в компрессоре, а, следовательно, на увеличении механической мощности, подводимой к компрессору от турбины. Это условие, в свою очередь, формирует требование повышения качества обеспечения смазки опор вала двигателя, организации надежного охлаждения нагреваемого при трении масла, прокачиваемого через узлы опор. Использование хладоресурса авиационного топлива- керосина для охлаждения масла обуславливает использование рекуперативного теплообменного аппарата (ТА).

В данном докладе на основе прототипа ТА топливно-масляного радиатора ТМР-4700Т, устанавливаемого на ГТД РД-33, проведена расчетная оценка эффективности применения интенсификации теплоотдачи в трубном пучке теплообменных труб данного ТА, т.е. улучшения его теплогидравлических характеристик.

ТМР-4700Т представляет собой кожухотрубный ТА, в котором масло (марка ИПМ-10) в межтрубном пространстве омывает трубный пучок в поперечном направлении (четыре хода); керосин прокачивается внутри теплообменных труб; конструктивно реализовано три хода движения. Трубной пучок собран из труб диаметром d2/d1 = 2/1.6 мм; материал - сталь 12Х18Н10Т; число трубок в пучке N = 419; шаг размещения трубок в пучке S=3 мм; внутренний диаметр кожуха (матрицы) ТА D = 0.0775 м;

длина трубного пучка (матрицы) L = 0.16 м.

Проведенная расчетная оценка применения интенсификации теплоотдачи в трубном пучке за счет использования разработанного на кафедре 204 МАИ метода искусственной турбулизации потока внутри труб - образования (накатки) на внутренней поверхности теплообменных труб кольцевых диафрагм с относительной глубиной накатки db/Db = 0.94 и шагом их размещения по длине трубы t/Db = 0.5 позволяет увеличить тепловую эффективность рассматриваемого топливно-масляного радиатора - число тепловых единиц NTU в 1.6 раза.

Прогноз технологического развития гибридных и электрических силовых установок летательных аппаратов

Овдиенко М.А., Рахманкулов Д.Я., Киселев И.О.
Научный руководитель — к.т.н. Варюхин А.Н.
ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва
m.a.ovdienko@gmail.com

«Электрификация» в настоящее время является ведущим направлением в авиастроении. С ней связывают снижение расхода топлива и вредных выбросов, повышение надежности и безопасности авиационной техники. «Электрификация» рассматривается как в переводе всех систем летательных аппаратов (ЛА) на электрическую энергии, так и в использование электрических приводов и электрической энергии для привода движителей, обеспечивающих полет. Другими словами, использовании в составе ЛА электрических/гибридных силовых установок (СУ).

В данной работе представляются результаты анализа и прогнозы развития характеристик ключевых технологий необходимых для создания электрических и гибридных силовых установок для летательных аппаратов различных типов. Среди них:

- электрические двигатели и генераторы;

- силовая электроника и системы управления электрическими машинами;
- системы передачи энергии;
- аккумуляторные батареи;
- топливные элементы и системы хранения и генерации водорода.

На основании этих данных делаются прогнозы о сроках достижимости создания гибридных и электрических силовых установок для летательных аппаратов различных классов, и назначения. Основные прогнозы появления указанных СУ можно сформулировать следующим образом:

- электрическая СУ для БПЛА мощностью до 50 кВт, обеспечивающая дальность более 200км – 2018-2020 годы;
- СУ мощностью до 200 кВт для легких самолетов авиации общего назначения массой до 1500кг, дальностью до 800 км: гибридная СУ – 2018-2019 г., электрическая СУ на топливных элементах 2023-2025 г., электрическая СУ на аккумуляторах – 2030 г;
- СУ мощностью до 1500 кВт для самолетов местных воздушных линий до 19 пассажиров максимальной взлетной массой до 6500 кг, дальностью до 1500 км: гибридная СУ – 2025 г., электрическая СУ на топливных элементах – 2030-2035 г;
- СУ мощность до 10 МВт для региональных самолетов до 100 пассажиров дальностью полета до 4500 км: гибридная СУ – 2035 г.
- СУ мощностью до 300 кВт для сверхлёгких ВКЛА (винтокрылые ЛА), в том числе аэротакси, массой до 1000 кг, дальностью полета до 600 км: гибридная СУ 2022- 2025 г., электрическая СУ на топливных элементах – 2025-2030 гг., электрическая СУ на аккумуляторах – 2030-2035 г;
- СУ мощностью до 1500 кВт для лёгких ВКЛА массой до 4500кг, дальность полета до 1500км: гибридная СУ – 2028-2030 гг.

Исследование особенностей аэродинамических характеристик турбин ТРДД с диагональной проточной частью

Осокина Е.С.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Ремизов А.Е.
РГАТУ им. П.А. Соловьева, Рыбинск
ye.osokina@yandex.com

Турбина низкого давления (ТНД) современных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) имеет лопаточные венцы с диагональной проточной частью. Течение в таких лопаточных венцах отличается от классического течения в осевой турбине. Данные об аэродинамических характеристиках диагональных лопаточных венцов в открытой печати отсутствуют.

В процессе проектирования турбины необходимо определять аэродинамические характеристики лопаточных венцов. В настоящее время для этого используется трехмерное моделирование.

Лопаточные венцы первых ступеней ТНД имеют малую высоту проточной части, что выводит на первый план проблему вторичных течений. Также картина течения осложняется влиянием выходной закрутки за турбиной высокого давления (ТВД) и наличием межтурбинного переходного канала (МПК).

В лаборатории РГАТУ имени П. А. Соловьева было проведено исследование моделей диагональных сопловых аппаратов ТНД различной геометрии, работающие совместно с переходным каналом в условиях различной выходной закрутки ТВД.

Обобщение относительных потерь энергии по углу закрутки для различных профилей соплового аппарата показало, что потери энергии не зависят от знака закрутки, а только от её величины. Рост относительных потерь энергии в сопловом аппарате происходит до определенного значения величины закрутки, а затем потери стабилизируются. С увеличением толщины профиля соплового аппарата происходит более интенсивный рост

потерь энергии по углу закрутки. Это связано с возникновением отрывной зоны во втулочных областях при использовании относительно толстых охлаждаемых профилей.

Для первых ступеней ТНД аэродинамические характеристики решеток профилей нужно получать только в системе с ТВД и МПК. Решение этой задачи 3D методом требует задания сложных граничных условий. Использование стандартных моделей турбулентности приводит к занижению уровня потерь энергии, а методы крупных вихрей требуют значительных вычислительных ресурсов.

Для анализа возможности использования численного моделирования для определения величины потерь энергии в лопаточных венцах было проведено сравнение результатов моделирования с экспериментом. Сравнительный анализ показал существенные различия в картинах течения, полученных экспериментальным и расчётным путем. Уровень потерь в расчёте сильно занижен, особенно во втулочной области, что говорит об отсутствии в расчёте отрыва пограничного слоя на нижней торцевой поверхности, который присутствует в эксперименте. Анализ расчётного распределения скоростей потока по высоте и длине проточной части модели переходного канала показал более низкий темп роста толщины пограничного слоя на внутренней стенке математической модели переходного канала, чем в натурных условиях.

По результатам анализа результатов эксперимента и расчёта разработаны рекомендации для корректировки результатов 3D моделирования диагональных лопаточных венцов при проектировании турбин низкого давления ТРДД.

Предварительные исследования по формированию облика гибридной силовой установки самолета местных воздушных линий

Рахманкулов Д.Я., Овдиенко М.А., Киселев И.О.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Захарченко В.С.
ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва
raxmankulov.91@mail.ru

Индустриализация и развитие транспорта привели к росту экологических проблем на планете. Экологические требования стали в конце XX века вторыми по значимости в гражданской авиации, после безопасности полетов. Выбросы двуокиси углерода и NOx, которые составляют более 70 % продуктов сгорания авиационного топлива, являются парниковыми газами и вносят свой вклад в глобальное потепление. Хотя доля выбросов авиации составляет всего 2 % от мирового уровня. Тем не менее фактор загрязнения окружающей среды неизбежно будет рассматриваться в политической плоскости, как это сейчас происходит с нормами шума.

Магистральным инновационным направлением в развитии авиации в настоящее время, в значительной мере определяющим её перспективы, является преимущественное использование электрической энергии во всех устройствах летательных аппаратов, в том числе переход к полностью электрической силовой установке.

Форсирование работ в данной области стимулируется в значительной степени объявленными NASA и ACARE целевыми показателями для пассажирских самолётов, существенно превосходящими уровни, достижимые в результате экстенсивного развития традиционных технологий авиастроения путем повышения параметров рабочего процесса, КПД узлов и др. Так, указанные цели предполагают к 2020 г. (относительно самолетов и двигателей с технологиями, соответствующими 2000 г.) уменьшения затрат топлива на пассажиро-километр на 50 % и обеспечение запаса по уровню эмиссии NOx по циклу «взлет-посадка» в 80 % относительно CAEP2 ИКАО, уменьшение вдвое уровня создаваемого шума.

Целью данной работы является сравнительная оценка эффективности применения гибридных/электрических СУ по сравнению с традиционным в составе самолета. Проведенный анализ показал, что в данной работе целесообразно рассмотреть в качестве

базового самолет МВЛ с двумя ТВД с коммерческой нагрузкой 13 пассажиров. По аэродинамической схеме, базовый самолет представляет собой:

– моноплан нормальной схемы с Т-образным хвостовым оперением;

– высокое расположение крыла относительно фюзеляжа (высокоплан);

– трехопорное шасси с носовой опорой (основные стойки шасси убираются в гондолу на фюзеляже);

– два двигателя (ТВД взлетной мощностью 750 л.с. каждый), расположенные на крыле.

Для сравнительной оценки формирование облика и расчет характеристик перспективного турбовального двигателя (технологический уровень 2020-х гг.) для применения в качестве основного источника энергии наряду с аккумуляторными батареями в составе гибридной силовой установки, также включающей в себя преобразователи энергии (электрогенераторы и электродвигатель) и движитель (воздушный винт), производилась в нескольких постановках:

– в двухдвигательной компоновке (мощность одного ТВаД на взлетном режиме при стандартных атмосферных условиях на высоте H = 0 м при числе Маха M = 0 составляет Ne = 550 л.с. + аккумуляторная батарея мощностью 258 л.с., а на максимально-продолжительном на высоте H = 3000 м и скорости полета Vп = 350 км/ч – Ne = 400 л.с. с учетом подзарядки аккумуляторных батарей);

– в однодвигательной компоновке (мощность одного ТВаД на взлетном режиме при стандартных атмосферных условиях на высоте H = 0 м при числе Маха M = 0 составляет Ne = 1100 л.с. + аккумуляторная батарея мощностью 516 л.с., а на максимально-продолжительном на высоте H = 3000 м и скорости полета Vп= 350 км/ч – Ne = 800 л.с. с учетом подзарядки аккумуляторных батарей).

Предварительные расчетно-параметрические исследования в обеспечении выбора рационального облика гибридной СУ для самолета МВЛ выполнены при помощи доработанной комплексной математической модели «СУ-ЛА».

Таким образом, сравнительная оценка эффективности применения гибридной СУ в составе самолета МВЛ с заданным комплексом свойств показала, что:

– применение гибридной турбоэлектрической СУ с двумя ТВаД для перспективы 2025 и 2030 г. по сравнению с базовым вариантом обеспечивает преимущество по топливной эффективности соответственно на 1,8 % и 3,3 %, при меньшей дальности полета соответственно на 18,5 % и 1,5 %;

– применение гибридной турбоэлектрической СУ с одним ТВаД для перспективы 2020, 2025 и 2030 г. обеспечивает выигрыш в топливной эффективности соответственно на 6,5 %, 9,2 % и 10,4 %, а для перспективы 2030 года обеспечивает выигрыш и в дальности полета на 16 %.

Анализ целесообразности использования гибридной силовой установки для вертолёта

Рыбушкин Н.А., Самигуллин Т.А., Хакимов А.Р.
КНИТУ-КАИ, Казань
nikolay_rybushkin@mail.ru

В последние годы во всём мире ведётся активная работа по оптимизации использования природных ресурсов. В энергетике активно и вполне успешно эксплуатируются солнечные, ветряные, гидроэлектростанции. Авиапромышленность ведёт масштабную работу по созданию самолётов, беспилотных летательных аппаратов, потребляющих всё большую часть электроэнергии, производимую не от дизельных двигателей, а от электрических. В этой работе приводятся аргументы в пользу использования гибридной силовой установки на вертолёте.

Принцип избыточности является одним из основных при проектировании современных вертолётов. Такая позиция преследует следующие цели: подстраховка на случай непредвиденного падения мощности силовой установки или отказа одной из них в версии с

двумя и более двигателями. Однако, стремясь увеличить уровень безопасности летательного аппарата ухудшаются ряд других важных характеристик, таких как масса вертолета, неполное использование мощности двигателей и перерасход топлива.

Например, на многоцелевом вертолете МИ-8 установлены два турбовинтовых двигателя ТВ2-117А (ТВ2-117АГ) со взлетной мощностью 1500 л. с. каждый. Соответственно, если на базе МИ-8 сделать вертолет с гибридной силовой установкой, то для его нормальной эксплуатации будет вполне достаточно одного двигателя.

Стоит отметить, что такие работы на протяжении последних 10 лет активно ведутся в Европе. Серьёзнее всего в этом направлении продвинулись европейские компания «Safran», «Sikorsky Aero Engineering Corporation», «Eurocopter».

В ходе проведённой работы по анализу заграничных аналогов и предварительных расчётов представлен следующий вариант гибридной силовой установки. Она включает в себя газотурбинный двигатель с приводом электрического генератора, аккумуляторную батарею, инверторы для преобразования переменного тока в постоянный ток и преобразования постоянного тока в переменный, электрический двигатель с питанием основного ротора и электрический двигатель с приводом хвостового ротора. Для повышения эффективности системы двигательная система интегрирована с электрическим управлением главного ротора электрического двигателя и хвостового ротора электродвигателя. В режимах повышенной нагрузки энергия, выработанная газотурбинным двигателем будет суммироваться с энергией, накопленной на аккумуляторной батареи.

Преимущества гибридной силовой установки:

1. уменьшение массы летательного аппарата;
2. экономия расхода топлива;
3. удобство в управлении режимами работы двигателя;

Таким образом, представленные данные свидетельствуют о необходимости дальнейшей работы в этом направлении. На данном этапе актуальными остаются вопросы моделирования данной установки и дальнейшей её оптимизации.

Экспериментальное исследование газодинамической эффективности охлаждаемой турбинной лопатки со ступенчатой кромкой

Салманов Р.А., Воронин А.Ю., Пайков А.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Белова С.Е.
РГАТУ им. П.А. Соловьева, Рыбинск
ramidin-salmanov11@rambler.ru

В настоящее время все более трудно добиться радикальных успехов в повышении КПД лопаточных машин. Новые уровни газодинамической эффективности достигаются уже за счет комплексного применения конструктивных и аэродинамических методов. Одним из таких методов является применение охлаждаемых лопаток с выходной кромкой, выполненной в виде ступени – такая конструкция, как известно, позволяет снизить кромочные потери в решетке.

Авторами выполнено экспериментальное исследование газодинамической эффективности охлаждаемой турбинной лопатки с выходной кромкой, у которой её часть со стороны спинки превышает размер части со стороны корытца. Исследования проводились при различных геометрических параметрах кромки и различных параметрах её обтекания. Определено, что если ступени нет аэродинамическая кромка получается наиболее широкой. Это объясняется тем, что в этом случае физическая кромка наиболее широкая из всех изученных случаев. При относительной длине вылета кромки $s/a_г=0{,}14$ утончается физическая выходная кромка лопатки, в этом случае пограничный слой с кромки (на спинке) стекает, не успевая набухать. Изменение относительного вылета до величины 0,28 практически не влияет на уровень потерь. Если вылет кромки очень большой (в нашем

случае это 0,45), то на нем нарастает толстый погранслой, что способствует увеличению аэродинамической кромки и, как следствие, потерь.

Если отнести длину вылета кромки к ширине горла решетки, то получившаяся относительная длина вылета будет полезна для проведения сопоставления различных решеток и сравнения их газодинамической эффективности.

Анализ результатов экспериментов показывает, что только лопатки с относительными длинами вылета ниже 0,35 позволяют получить приемлемые уровни газодинамической эффективности. Если же относительный вылет оказывается больше указанной величины, то с позиции аэродинамики и достижения высоких КПД применять их невыгодно.

Также было исследовано влияние на газодинамическую эффективность изменения скорости обтекающего решетку потока. Исследования проводились для аэродинамически коротких и длинных лопаток. Было выявлено, что изменение скорости практически не влияет на уровень потерь.

Исследования показали, что на газодинамическую эффективность решеток с такими лопатками большое влияние оказывает высота решетки. А именно, при исследовании решетки с длинными лопатками (hp=70 мм) выявлен локальный максимум потерь. Далее со снижением высоты до величины, соответствующей началу взаимодействия вторичных вихрей (hp=42…44 мм) максимум потерь становится менее выраженным. Обнаруженное явление объясняется характером течения трактового газа в канале. Когда вторичные вихри при изменении высоты начинают сначала взаимодействовать оболочками, потом ядрами, это вызывает изменение эпюры полного давления по сечению канала. Сужение сечения сопровождается тем, что вторичные массы более плотно занимают сечение, оставляя все меньше и меньше места для основного потока.

В выходном сечении решетки наблюдается рост погранслоя и увеличение аэродинамической кромки. Установлено, что форма распределения профильных потерь по ширине межлопаточного канала корреспондируется с увеличением кромки.

Исследование аэродинамических характеристик малоразмерных рабочих решёток газовых турбин

Сафонов И.О.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Вятков В.В.
РГАТУ им. П.А. Соловьева, Рыбинск
ily6462@gmail.com

В процессе проектирования газовых турбин необходимо выбрать число лопаток рабочего колеса и назначить угол атаки на него. В нашей стране задача выбора числа лопаток решается на основании статистических данных о продувках решеток профилей. Наиболее часто используется формула В.И. Дышлевского. В зарубежной практике параметры рабочего колеса оцениваются на основе определения подъемной силы на лопатку. Используется параметр Цвайфеля, который изменяется в достаточно широких пределах и однозначного вопроса о характеристиках полученной турбины не решает. Все используемые рекомендации базируются на результатах исследования турбин с относительно высокими лопатками. Рекомендации по назначению угла атаки так же основаны на результатах исследования крупноразмерных решеток профилей. Наиболее часто используются зависимости В.И. Локая.

При разработке турбин малоразмерных ГТД различного назначения использование рекомендаций для высоких лопаток может привести к возникновению ошибок при проектировании. При высоте проточной части турбины менее 35 мм лопатки начинают работать в условиях, когда практически весь межлопаточный канал заполнен вторичными течениями. Реализуется эффект смыкания вторичных вихрей, образовавшихся на противоположных торцевых стенках. Потери кинетической энергии в таких лопаточных венцах сильно зависят от высоты решетки. Для исследования влияния угла атаки и высоты

решетки на потери в лопаточном венце было проведено экспериментальное исследование рабочей решетки с рабочими лопатками, профиль которых характерен для турбины высокого давления малоразмерного ТРДД. Необходимость экспериментального исследования обусловлена тем, что имеющиеся методы численного моделирования течения в коротких турбинных решетках на сегодняшний день непригодны для использования без верификации с экспериментом. Численное моделирование всегда занижает потери. Экспериментальная установка подразумевает варьирование угла атаки на решетку и относительной густоты решетки. Продувки проводились с использованием автоматического замера поля полного давления на выходе из решетки с использованием программного задания точек замера. Шаг измерений полного давления по высоте и шагу составил 1 мм, что позволило получить полную структуру потока в лопаточном венце.

По результатам эксперимента сделаны следующие выводы:

1. Влияние угла атаки на потери в коротких решетках проявляется только в профильных потерях. При этом изменение профильных потерь соответствует известным экспериментальным данным.
2. Вторичные потери, или концевые, от угла атаки не зависят. Размер и локализация вихревых зон на выходе из решетки позволяет говорить о том, что она определяется в основном характером пограничных слоев на торцевых стенках и профилях, а так же величиной подъема вторичных масс над торцевой стенкой.
3. При уменьшении высоты решетки увеличивается оптимальная с точки зрения потерь густота. Изменение густоты обратно пропорционально высоте решетки. Это объясняется тем, что вторичные течения, занимая определенный объем, сокращают ядро потока

Применение технологий аддитивного производства для изготовления лопаток ГТД с внутренними полостями

Селиверстов С.Д., Гевара Г.А., Талахов К.Д.
Научный руководитель — к.т.н. Ионов А.В.
МАИ, Москва
seliverstovsd@mai.ru

Применение технологий аддитивного производства позволяет использовать новые конструкторские и технологические решения: топологическая оптимизация, уникальный набор свойств изделий, сокращение цикла производства и т.д. Применительно к газотурбинным двигателям интересным представляется возможность изготовления лопаток с внутренними полостями методами аддитивных технологий. Такой подход позволяет в максимально короткие сроки отрабатывать новые конструкции. Однако, существует ряд проблем, не позволяющих внедрить эти технологии в производство.

Данная работа посвящена анализу текущего состояния готовности аддитивных технологий для изготовления полых лопаток газотурбинных двигателей. В качестве исследуемых технологий выбраны SLM-технология (Selective Laser Melting – селективное лазерное плавление), EBM-технология (Electron Beam Melting – плавление электронным лучем) и LMD-технология (Laser Metal Deposition – прямое осаждение металла).

Исследование различных образцов деталей, полученных LMD-технологией, показало ее непригодность к изготовлению полых лопаток ГТД. Точность построения не позволяет получать необходимую детализацию изделий, а шероховатость поверхности требует обязательной постобработки. EBM-технология так же уступает SLM-технологии по точности и чистоте поверхности. Исходя из существующих ограничений технологий сделан вывод, что для изготовления малогабаритных лопаток ГТД с внутренними полостями целесообразно использовать SLM-технологию.

Предметом исследования является лопатка компрессора ГТД с внутренним каналом подогрева (часть антиобледенительной системы). Был изготовлен макет лопатки с целью

исследования технологических ограничений технологии изготовления. Выполнено сканирование макета на промышленном томографе, что позволило определить отклонения формы изделия от исходной трехмерной модели. Также проведено исследование внутренней структуры изделия на электронном микроскопе.

В ходе дальнейшей работы планируются следующие экспериментальные исследования: исследование образцов, изготовленных по SLM-технологии, на эрозионную стойкость, исследование поверхностного слоя образцов, определение режимов изготовления для получения оптимальных показателей качества изделия.

Оценка перспектив ремоторизации парка самолетов типа Су-27

Склярова А.П., Боровиков Д.А., Горбунов А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Агульник А.Б.
МАИ, Москва
nas-sklyarova@yandex.ru

На сегодняшний день в эксплуатации находится большой парк самолетов типа Су-27, которые еще не выработали ресурс планера. На этих самолетах установлены двигатели 4-го поколения АЛ-31Ф. На смену двигателей 4-го поколения приходят двигатели поколения 4+. Ремоторизация такого самолета может повысить боевую эффективность летательного аппарата.

Кроме того есть варианты модернизации двигателей с применением в них различных вариантов компрессоров низкого давления. Каждый рассматриваемый вариант двигателя имеет свою тягу и свой расход воздуха. Поскольку при ремоторизации не предусматривается доработка воздухозаборника самолета, то необходимо провести оценку эффективной тяги силовой установки с различными двигателями в компоновке с воздухозаборником Су-27. Эта оценка проводилась методом математического моделирования характеристик рассматриваемых комбинаций двигателей в программном комплексе ThermoGTE, который был разработан Лещенко И. А.. Оценка эффективной тяги проводилась с учетом внутренних потерь в воздухозаборнике и без учета внешних потерь и потерь по жидкой линии тока.

Сравнение высотно-скоростных характеристик всех комбинаций двигателей было проведено на максимальном боевом режиме работы двигателя, во всем диапазоне высот и скоростей, а сравнение дроссельных характеристик проведено на режиме полета M=0 H=0. Под каждый вариант двигателя была проведена оптимизация программ управления.

На основе анализа высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателей были найдены оптимальные варианты ремоторизации парка самолетов Су-27 для выполнения соответствующих критериев оптимальности при выполнении различных боевых задач.

Влияние температуры газа перед турбиной на тягово-экономические характеристики ДТРД

Степанова Н.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Гаджиев Х.Р.
МГТУ ГА, Москва
evrilla.ns@gmail.com

В настоящее время двигатели самолётов гражданского воздушного флота обладают ресурсом в 20000 ч и более. При подобных наработках обеспечить стабильность основных характеристик в течение всего ресурса чрезвычайно сложно. Если принять, что наиболее тяжелыми режимами работы для двигателей являются взлетный, режим набора высоты и режим касания ВПП, то нагруженность и износ одного и того же двигателя для регионального и среднемагистрального самолета различен. Однако вполне обоснованно использовать один и тот же базовый двигатель для этих самолетов. Отличаются такие самолеты вместимостью за счет размера фюзеляжа (например, Sukhoi Superjet 100).

Очевидно, тяга Р таких самолетов должна различаться. Наиболее простым способом увеличения Р без изменения его конструкции является увеличение Тг.

Поддержание заданной Рвзл в течение всего ресурса двигателя является необходимым условием для обеспечения безопасности полетов. Стабильность Р достигается путем увеличения Тг при ухудшении коэффициентов полезного действия (КПД) узлов двигателя (компрессора, турбины, полноты сгорания в камере сгорания и пр.) по мере выработки его ресурса.

В качестве объекта исследования был выбран двигатель типа PW 1524G тягой Р=63кН, степенью повышения давления воздуха в компрессоре пк=30, Тг=1450К, степенью двухконтурности m=5, расходом воздуха G=240 кг в сек; КПД КНД nКНД = 0,84; КПД КВД nКВД = 0,86; КПД ТВД nТВД = 0,91; КПД ТНД nТНД = 0,89; коэффициентом полноты сгорания в камере сгорания nГ = 0,98; коэффициентом сохранения полного давления в камере сгорания Ккс = 0,94.

Исследование проводилось по методике и программе расчета характеристик ДТРД без смешения потоков, разработанной на кафедре двигателей ЛА МГТУ ГА профессором, д.т.н. Котовским В.Н.

Для оценки влияния температуры газов перед турбиной на тягу двигателя и удельный расход топлива расчеты проводились: 1) при постоянном приведенном расходе воздуха и постоянных КПД элементов двигателя; 2) при постоянном GB.ПР и пониженных КПД элементов двигателя.

Были проведены расчёты с исходными данными при dTг = 50 К и получены следующие значения тяги: 63179 Н (при Т=1450), 66601 Н (при Т=1500), 70322 Н (при Т=1550), 73873 Н (при Т=1600).

Удельного расхода топлива на взлётном режиме от Т*г: 0, 0379; 0,0396; 0,0407; 0,0418

Ркрейс от Тг: 5,2 кН, 5,7 кН, 6,8 кН, 7 кН

Чтобы качественно оценить ухудшение экономичности ввиду исчерпания ресурса, необходимо понизить все значения n и Ккс:

1. nКНД = 0,84; nКВД = 0,85; nТВД = 0,88; nТНД = 0,86; nГ = 0,97; Ккс = 0,93
2. nКНД = 0,82; nКВД = 0,83; nТВД = 0,87; nТНД = 0,85; nГ = 0,96; Ккс = 0,92
3. nКНД = 0,8; nКВД = 0,8; nТВД = 0,83; nТНД = 0,82; nГ = 0,95; Ккс = 0,92

Значения G и Тг оставляем такими же. Расчёт по данным характеристикам проводится аналогично.

По результатам расчётов определим dTг для восстановления Р при пониженных n и Ккс:

а) прямым сравнением удельного расхода топлива Суд исходного двигателя и Суд с пониженными n на взлётном режиме ; б) прямым сравнением расхода топлива CR на крейсерском режиме полёта.

Из полученных данных видно, что при увеличении Тг на 150К Рвзл увеличивается на 17%, а Суд на 12%. Подобного запаса по температуре достаточно для восстановления Р до некоторого уровня, однако с учетом определенного предела по экономичности.

Выводы:

1. Возможность на одном двигателе получать разную Рвзл за счёт Тг может применяться на разных вариантах ВС одного типа - для этого потребуется лишь изменение программы в системе управления двигателя.

2. Полученные зависимости показывают возможности как увлечения Р за счёт повышения Тг, так и обеспечения заданной Рвзл при длительной эксплуатации, в результате которой снижаются КПД элементов двигателя. Для сохранения заданной Рвзл с пониженными КПД элементов двигателя, получены необходимые запасы по Тг при одновременном ухудшении его экономичности и очевидном снижении запаса газодинамической устойчивости.

3. Современные автономные цифровые системы регулирования (FADEC) позволяют обеспечивать заданную Рвзл по мере выработки ресурса до определенного предела при наличии запаса по Т. При этом необходимо

учитывать ухудшение экономичности и снижение запаса газодинамической устойчивости компрессора для принятия решения о досрочном снятии с эксплуатации и ремонте ещё работоспособного двигателя.

4. Увеличение приведенной температуры газов за турбиной на режиме «максимал» может быть косвенным показателем ухудшения КПД элементов двигателя и необходимости целевого осмотра газогенератора.

Список используемой литературы:

1. Котовский В.Н., Комов А.А. Теория авиационных двигателей: учебное пособие (конспект лекций). – М.: МГТУ ГА, 2013. - Ч. 1. – 108 с., 107 рис.

2. Котовский В.Н., Лещенко И.А., Федоров Р.М. Теория авиационных двигателей: пособие по выполнению курсовой работы. – М.: МГТУ ГА, 2013. - 92 с.

3. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Часть 1. Учебник для ВУЗов ВВС. - М.: Изд.ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2005 г. - 366 стр.

Методы снижения эмиссии загрязняющих веществ из камер сгорания ГТД

Субхангулов А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Кривошеев И.А.
УГАТУ, Уфа
aydar_subkhangulov@mail.ru

В данной работе рассматриваются методы по снижению эмиссионных выбросов от камер сгорания (КС) авиадвигателей. Поиск методов снижения индекса эмиссии основных и форсажных камер сгорания ГТД в настоящее время является весьма актуальным.

А всё потому, что международной организацией гражданской авиации ИКАО (ICAO – International Civil Aviation Organization) активно ведутся работы по охране окружающей среды. Это подтверждается сводным отчетом о продолжающейся политике и методах, связанных с охраной окружающей среды, который пересматривается и обновляется Советом каждые три года. Более того, отказ выполнять требования ИКАО двигателестроительными предприятиями может повлечь к отказу в сертификации новых двигателей. Поскольку основные позиции в ИКАО занимают представители США, они используют этот орган для недобросовестной конкуренции. Например, таким образом они действовали против программы «КОНКОРД» (по ограничению шума, вызываемого ударной волной от летящего на сверхзвуковом режиме пассажирского самолета).

Выявление условий, которые способствуют образованию различных загрязняющих веществ (ЗВ) в КС, позволяет найти пути снижения уровня выброса данных ЗВ на выходе из КС. С одной стороны работа камеры сгорания в зоне с богатой ТВС уменьшает возможность образования NOx, однако резко повышаются выбросы углерода в виде сажи. Работа же в зоне с обедненной ТВС уменьшает количество окислов азота и сажи, но при этом появляется тенденция к росту количества CO и CH. Помимо этого обедненная смесь не обеспечивает стабильность розжига и работы на режимах малой тяги. Также на выбросы ЗВ влияет качество и сорт самого топлива, здесь стоит отметить, что перспективным топливом (горючим) в будущем возможно будет водород.

Рассматриваются традиционные и новые методы проектирования основных и форсажных камер сгорания газотурбинных двигателей (ГТД) с учетом все ужесточающихся требований по допустимому уровню выбросов вредных веществ. Показано, что для снижения уровня токсичности выбросов авиационных ГТД используются концепции камер сгорания «сухого типа» RQL и LPP, а также т.н. «мокрые» методы, переход от ГТД (где реализуется цикл Брайтона) к альтернативным ПуДД (с организацией пульсирующего процесса с детонационным горением). Достоинством ПуДД заключается в том, что параметры рабочего процесса, такие как давление и температура выше чем у ГТД. Рассмотрены и другие, более экологически чистые виды топлива (горючего), в т.ч. водород.

Рассматриваются и другие нововведения в организации рабочего процесса в камерах сгорания. Например, для увеличения полноты сгорания и увеличения времени пребывания частиц рабочего тела в камере сгорания рассматриваются схемы с закруткой потока на входе и выходе из камеры сгорания. В таких камерах сгорания траектории движения газа имеют винтовой (спиральный) вид. Уменьшение поворота потока в НА (направляющем аппарате) последней ступени компрессора и в СА (сопловом аппарате) ТВД (турбины высокого давления) позволяет повысить КПД КНД (компрессора высокого давления) и ТВД. Это обеспечивает повышение КПД и снижение расхода топлива в ГТД

Таким образом проведенный обзор показывает, что у ГТД несомненно есть потенциал по уменьшению эмиссионных выбросов, однако предпочтительнее смотреть в будущее и делать ставку на те же ПуДД или переходить к другим более экологически чистым видам топлива (горючего). В качестве перспективного топлива (горючего) будущего является водород.

Другой подход к двигателю с искровым зажиганием

Филева М.В.
Научный руководитель — Черняева Е.В.
МАИ, Москва
s7group@s7.ru

Механизм внутреннего сгорания с возвратно-поступательным движением прослужил более ста лет, и будет продолжать делать это в ближайшем будущем. Вращающийся двигатель Ванкеля, более поздняя разработка, считается, что она была задумана в ее нынешнем виде в 1954. В автомобилях Mazda использовалось более 1,5 млн. Двигателей Ванкеля.

Ротационный двигатель обладает множеством преимуществ, которые делают его грозным соперником для некоторые из задач, выполняемых в настоящее время двигателями с возвратно-поступательным движением. Поршень в четырехтактном цикле возвратно-поступательный двигатель должен мгновенно остывать четыре раза за цикл по мере изменения направления движения. Напротив, движущиеся части в роторном двигателе в непрерывном однонаправленном движении. Более высокая скорость работы, простота балансировки и отсутствие вибрации - вот несколько преимуществ. Высокие рабочие скорости позволяют чтобы обеспечить вдвое большую мощность, чем возвратно-поступательный двигатель такого же веса. Это имеет значительно меньшее количество деталей и занимает меньше объема, чем поршневой двигатель сопоставимая мощность.

Со всеми этими преимуществами, почему так мало двигателей Wankel в эксплуатации? Часть ответ заключается в поршневых двигателях, замечательных успехах во многих приложениях и его дальнейшее совершенствование с помощью исследований. Почему должна измениться хорошая вещь?

Технологии изготовления возвратно-поступательных двигателей хорошо известны и установлены, тогда как производство роторных двигателей требует значительно различного оснащения.

Однако следует признать, что роторный двигатель имеет некоторые недостатки. Главный проблема автомобильного двигателя Ванкеля заключается в том, что он не вполне соответствует экономию топлива некоторых автомобильных двигателей с возвратно-поступательным движением. Это мнение некоторых что он не предлагает такой большой потенциал для улучшения экономии топлива и сокращение выбросов в качестве возвратно-поступательных и газотурбинных двигателей. Однако, хотя роторный двигатель никогда не может доминировать в автомобильной промышленности, он, скорее всего, найдет где низкий вес и объем имеют решающее значение, например, в спортивных автомобилях, авиации и мотоциклов. Например, Mistral Engines разрабатывает и коммерциализирует силовые установки решения, используя инновационно хорошо зарекомендовавшуюся вращающуюся технологию, обращаясь, в частности, к конкретным потребностей Генеральной Авиации.

В этой презентации вы найдете точное описание работы двигателя Rotary, его геометрии, кругло-дугового фланца и влияние объема выемки.

Проектирование семейства малоразмерных газотурбинных двигателей на базе унифицированного газогенератора

Филинов Е.П., Остапюк Я.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Ткаченко А.Ю.
СНИУ им. С.П. Королёва, Самара
uweboll1@rambler.ru

Разработка газотурбинного двигателя (ГТД) с чистого листа требует большого количества денег и времени. В современном двигателестроении этот подход недопустим, поскольку разработанный таким образом двигатель получится технически устаревшим и, как следствие, неконкурентоспособным как по своим характеристикам, так и по стоимости. Одним из решений этой проблемы является опережающее создание унифицированного газогенератора (ГГ), на базе которого возможно создание семейства газотурбинных двигателей с широким спектром применения, покрывающим нужды самолетостроительных и промышленных предприятий. Это позволяет сократить сроки выпуска новой техники, повысить ее надежность, снизить себестоимость за счет распределения затрат на большее количество продукции.

Данная работа посвящена термодинамическому проектированию семейства малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) на базе унифицированного газогенератора, унификация которого соответствует 3-4 уровням, т.е. компрессоры и камеры сгорания идентичны, а турбины незначительно отличаются. Согласно классификации размерности газотурбинных двигателей, приведенной в работе Кузьмичева, к МГТД относятся двигатели с расходом воздуха через газогенератор от 1 до 10 кг/с.

Обобщённая постановка задачи выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного ГГ формулируется следующим образом: необходимо определить рациональные значения параметров рабочего процесса унифицированного ГГ для семейства ГТД и параметры рабочего процесса каждого из двигателей семейства. Искомые параметры должны обеспечивать максимально возможную эффективность проектируемых двигателей по совокупности критериев двигателя (либо летательного аппарата), при ограничениях, гарантирующих работоспособность ГТД.

При такой постановке решается две вложенных задачи оптимизации: оптимизация и выбор рациональных параметров унифицированного ГГ для всего семейства двигателей и оптимизация параметров каждого двигателя при заданном унифицированном ГГ.

Постановка задачи в данной работе следующая: для малоразмерного турбореактивного двигателя (МТРД) с максимальной тягой в стендовых условиях в САУ 1.5 кН необходимо выбрать рациональные значения параметров рабочего процесса (степени повышения давления в компрессоре и температуры рабочего тела перед турбиной).

В работе следовало учесть возможность создания эффективной газотурбинной установки с приводом электрогенератора от свободной турбины (ГТУ) с мощностью 250 кВт с использованием готового турбокомпрессора МТРД.

Выбор рациональных значений параметров рабочего процесса МТРД и ГТУ был проведен в CAE-системе АСТРА методом оптимизации этих параметров. Согласно методологии оптимального проектирования, критерий оптимизации должен отражать показатель качества системы более высокого уровня. Поскольку целевое назначение двигателей неизвестно, то в качестве критериев оптимизации были выбраны удельный расхода топлива и эффективный КПД.

На основе полученных результатов оптимизации определялись наиболее рациональные параметры рабочего процесса. Для нахождения области компромиссов по двум критериям и формировались локально-оптимальные области, соответствующие отклонениям критериев

оптимизации от своих оптимумов на равный процент (5, 10, 20%). Величина отклонения увеличивалась до пересечения областей, удовлетворяющих ограничениям, затем оптимальные области уменьшались до тех пор, пока пересечение не станет минимально возможным, в текущем случае это +18%. Рациональная точка выбиралась внутри полученной области пересечения с учетом минимальных целочисленных значений температуры газа и степени повышения давления в компрессоре. Кроме того, была определено множество Парето-оптимальных решений для возможности быстрого нахождения компромисса между оптимальными обликами МТРД и ГТУ, где цифрами обозначены коэффициенты весомости критериев оптимизации.

Полученные результаты показывают, что рациональные параметры рабочего процесса МТРД и ГТУ получились на 18% хуже своих оптимальных вариантов. Однако очевидно, что стоимость проектирования унифицированного газогенератора ниже, чем стоимость проектирования двух газогенераторов для двигателей различного применения на 25-30%. Также спроектированный унифицированный газогенератор имеет более предпочтительные параметры рабочего процесса с точки зрения стоимости его разработки.

Используемый в работе метод выбора рациональных параметров унифицированного ГГ позволяет решать более сложные задачи. В развитии работы планируется исследовать возможность разработки семейства, состоящего из пяти двигателей: ТРД, ТРДД, ТРДД со сложным циклом, ГТД-СТ, ГТД-СТ с рекуперацией.

Определение причин растрескивания металла дисков компрессора высокого давления

Чубуков А.И.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Муратаев Ф.И.
КНИТУ-КАИ, Казань
chubukov.alexey@gmail.com

В результате относительно не продолжительной эксплуатационной наработки (40000часов) дисков 3 и 7-ой ступеней компрессора стационарной ГТУ выявлено растрескивание пазов типа «ласточкин хвост». В результате проведенного макроскопического анализа и капиллярного контроля установлено: диск 3-ей ступени (Ø294мм) имеет 4 трещины протяженностью до 14мм, глубиной 6…11мм, диск 7-ой ступени имеет 12 трещин из них 2 скола протяженностью до 16мм, глубиной 4…7мм.

Для определения характера разрушения металла дисков вырезаны и вскрыты 11 трещин в пазах замков ласточкин хвост. Их анализ свидетельствует о хрупком разрушении металла (рис.1). Растрескивание в пазах замков происходит в связи с недостаточным запасом пластичности металла при воздействии на стенки паза малоцикловых деформаций от не симметричного сжатия и высокочастотного комбинированного воздействия изгиба с кручением [1]. Очагами разрушения служат острые кромки пазов дисков с транскристаллитными усталостными микротрещинами, переходящими в межкристаллитное растрескивание хрупкого металла (рис.2), где при работе компрессора реализуется максимальное значение концентрации напряжений [1-4] в стесненных условиях двухосного комбинированного сжатия [1, 4, 5], развивающееся в сторону внешней поверхности обода диска (по шевронам в изломах).

Поэлементный химический состав определяется на темплетах, вырезанных непосредственно из зоны пазов 2-х дисков. Установленный Российский аналог немецкого металла хромистая мартенситная сталь 20Х13, с повышенным содержанием молибдена [6].

Измерениями на стационарном оборудовании установлены уровни средних значений твёрдости дисков компрессора: 3-й ступени - 238НВ, 7-ой ступени – 251НВ, что соответственно по шкале ВИАМ ориентировочно равно интервалу значений временного сопротивления $\sigma_в$=820МПа и 860 МПа. Такие значения свойств соответствуют состоянию термического улучшения хромистой стали 20Х13 при заниженном значении твердости и

повышенной стали диска 7-ой ступени, что и подтверждается большим количеством разрушений.

Микрошлифы изготовлены с участков металла дисков непосредственно прилегающих к стенкам пазов (в 3-х направлениях) на оборудовании подготовки проб, соблюдая типовые требования обеспечения сохранности его технологической и эксплуатационной наследственности [5, 7, 10,]. Микроструктура, представленная на рис.3 иллюстрирует степень загрязненности металла дисков 3 и 7-ой ступени. Загрязненность металла дисков 3-й ступени: корундами, стеклами и силикатами недеформирующимися соответствует 3,а и 4,а баллам шкалы «СН» ГОСТ 1778, металла дисков 7-ой ступени компрессора аналогичными неметаллическими включениями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Муратаев Ф.И. Исследование усталости материалов ГТД при комплексном нагружении и в связи с варьированием их термической обработки // Пластическое формообразование, упрочнение и усталостная прочность деталей авиационной техники: Межвузовский сб. Казань: КАИ, 1984. С.68-76.

2. Мак-Ивили А.Дж. Анализ аварийных разрушений. Москва: Техносфера, 2010.-416с.

3. Муратаев Ф.И., Шканов И. Н. Обоснование технологии обработки дисков компрессоров по характеристикам статического и циклического деформирования // Известия вузов «Авиационная техника», 1999, № 1. с. 43-47.

4. Муратаев Ф.И., Жаржанази М.А. Обеспечение конструкционной прочности титановых сплавов по критериям предельной пластичности и сопротивления усталости // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева, 2013. №1. С.50-54.

Прочностной расчет барабана бустера компрессора низкого давления с учетом отклонений геометрии и нагрузки

Шахов А.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Архипов А.Н.
МАИ, Москва
shakhov_alexander@mail.ru

Увеличение ресурса компрессора низкого давления (КНД) двигателя для российского регионального самолета является актуальной задачей, решение которой позволяет обеспечить конкурентные преимущества российского самолета на рынке регионально-магистральных авиаперевозок.

Для решения этой задачи выполнена работа по выявлению и анализу критических зон барабана бустера КНД.

Расчеты проводились в программном комплексе ANSYS. В начале работы были построены осесимметричные конечно-элементные модели ротора КНД с наихудшими отклонениями и номинальными размерами и нагрузками, позволившие рассчитать перемещения и определить граничные условия для расчета 3D субмоделей.

3D субмодели представляют собой выделенный трёхмерный сектор 3 ступени барабана бустера, выбранный с расчётом размещения на нём 6 лопаток около критической зоны. Была построена 3D субмодель с номинальными размерами в районе критической зоны КНД. Для оценки влияния неблагоприятных геометрических отклонений размеров ротора и веса лопаток была проведена коррекция номинальной субмодели для каждого геометрического размера.

При расчете напряжённо-деформированного состояния (НДС) субмоделей с отклонениями геометрии, также проводились коррекция и перерасчет осесимметричной модели для каждого варианта отклонений с целью учета их влияния на граничные условия при 3D расчете. Помимо учёта геометрических параметров субмодели и их влияния на

результирующие напряжения, так же учитывался разброс размеров лопаток за счёт изменения плотности материала лопатки в осесимметричной модели и 3D субмодели.

Для определения максимально возможных напряжений в критической зоне, была рассчитана субмодель с наихудшим вариантом распределения отклонений геометрии и веса лопаток.

В результате работы была выявлена наиболее опасная зона барабана бустера КНД с максимальными напряжениями, определены коэффициенты влияния на напряжение каждого допуска на геометрические размеры и нагрузки.

Полученные в результате расчетов значения напряжений позволили провести вероятностную оценку долговечности и подтвердить требуемый ресурс.

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

Автоматизация процесса построения измеренной и параметрической 3D-модели рабочей лопатки вентилятора по данным КИМ

Шевяков А.О.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Архипов А.Н.
МАИ, Москва
shevyakov13@yandex.ru

Мировой рынок регионально-магистральных авиаперевозок находится в состоянии постоянного роста. Для получения конкурентных преимуществ на этом рынке, двигатель регионального пассажирского самолета должен отвечать современным требованиям экономичности и надежности. Одним из путей решения данных задач является многодисциплинарная робастная оптимизация сложно-профильных лопаток вентилятора, которая подразумевает создание параметрической модели рабочей лопатки вентилятора.

В данной работе в качестве исходного объекта используется номинальная геометрическая модель рабочей лопатки вентилятора, построенная в CAD-системе NX. Используемая номинальная 3D-модель рабочей лопатки вентилятора состоит из замка лопатки, поверхностей спинки, корыта, входной и выходной кромок. Для реализации возможности деформирования номинальной модели по данным контрольно-измерительных мероприятий (КИМ), номинальная модель была воссоздана с учетом расположения измеряемых КИМ сечений и точек. Для этого исходная 3D модель была рассечена и на полученных профилях сечений были выделены измеряемые точки в соответствии с планом КИМ.

Точки каждого сечения были заново собраны в сплайны, а по сплайнам воссозданы поверхности спинки и корыта пера лопатки, а так же поверхности входной и выходной кромок. Полученная геометрия пера обладает важным свойством: её можно редактировать, перемещая точки, по которым построены сплайны сечений.

При измерении геометрии пера реальной лопатки вентилятора с использованием методик КИМ для каждого исходного сечения и измеряемой точки определяются координаты номинальных точек [X, Y, Z], отклонения профиля по нормали [ΔX, ΔY, ΔZ], отклонения центра тяжести Tx и Ty (buckling), отклонения угла установки ΔΘ (Rz).

На основании полученных данных строится трехмерная измеренная модель рабочей лопатки вентилятора, путем перемещения точек, по которым построены сплайны номинальных сечений. Для увеличения скорости построения подобных моделей была создана программа, позволяющая автоматизировать процесс смещения точек сечений по данным КИМ, благодаря возможности создания макросов в CAD-системе NX.

Полученная измеренная модель лопатки может быть использована для проведения аэродинамических и прочностных расчётов, но для проведения оптимизации данная модель является сложной и требуется создание упрощенной геометрической модели рабочей лопатки вентилятора.

Параметризация геометрии лопатки осуществлялась по 4 сечениям по высоте и в качестве геометрических характеристик параметризации были выбраны: отклонения центров тяжести Tx и Ty (buckling), отклонения углов установки ΔΘ (Rz), максимальная толщина профиля E, толщины лопатки у входной и выходной кромки e1 и e2. На основании выбранных параметров была построена параметрическая модель рабочей лопатки, путем изменения данных параметров для выбранных сечений.

Сечения, расположенные между 4 выбранными, перестраиваются методом линейной интерполяции, с использованием данных, полученных в измеряемых точках для выбранных сечений.

Для увеличения скорости создания параметрических моделей лопатки вентилятора была создана программа, позволяющая автоматизировать процесс параметризации, благодаря возможности создания макросов в CAD-системе NX.

Таким образом, применение данных программ, позволяет в значительной степени ускорить процесс создания, как измеренных, так и параметрических моделей рабочих лопаток вентилятора.

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

Секция №2.2 Энергетические системы и их применение

Магнитоэлектрический турбогенератор электрического самолёта

Здорова М.В., Хоменко К.И.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Зечихин Б.С.
МАИ, Москва
marina.zdorova310@yandex.ru

Все бортовые системы электрического самолёта, обеспечивающие его полёт, являются электрическими. Это требует увеличения мощности систем генерирования по сравнению с системами самолёта с повышенным уровнем электрификации. При этом единичная мощность электрогенераторов может составлять 500 и более кВА [1].

В докладе рассматривается возможность разработки магнитоэлектрического стартёр-генератора, альтернативного по массогабаритным показателям традиционным генераторам с электромагнитным возбуждением [3].

Генераторы с высокоэнергетическими постоянными магнитами обладают повышенной механической прочностью и могут выполняться на мощность 500 и более кВА [1, 2]. Они могут применяться при повышенных частотах вращения до десятков тысяч оборотов в минуту с приводом от газовых турбин. Стабилизация напряжения может осуществляться регулированием частоты вращения турбины и электронным преобразователем на выходе генератора.

В качестве аналога рассматриваемого турбогенератора принята вспомогательная система генерирования на основе автономных газовых турбин, широко применяемая в авиации [1].

В докладе представлены результаты сравнительного расчётного анализа генераторов мощностью 500 кВА в системах генерирования переменного и постоянного тока при различных частотах вращения в системах с электронными преобразователями. Рассмотрены конструктивные схемы генераторов с радиальными и тангенциальными магнитами и дана сравнительная оценка их массогабаритных показателей.

Представлены также результаты расчёта стартёрного режима генератора, обеспечивающего запуск газовой турбины. Рассмотрены наиболее рациональные схемы электронных преобразователей для двигательного режима работы стартёр-генератора, а также возможность векторного управления режимом запуска газовой турбины.

Разработка системы слежения за Солнцем в фотоэлектрических энергетических установках

Иванов А.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Гротова О.Н.
МАИ, Москва
alexeyivanov.2019@mail.ru

Сегодня во многих развитых странах заинтересовались развитием возобновляемой энергетики, в которую входит солнечная энергетика. Данное направление актуально, поскольку во многих странах ощущается дефицит ресурсов Земли для обеспечения электроэнергией, в связи с чем продолжается рост тарифов на электроэнергию.

Солнечная энергетика, которая представлена солнечными энергетическими установками (СЭУ), отличается минимальными эксплуатационными затратами, экологической чистотой. Солнечные энергетические установки бывают стационарных и ориентированных типов. Стационарные СЭУ малоэффективны, поскольку КПД солнечной панели максимален при попадании на нее прямых солнечных лучей. Но так как солнце постоянно движется по

небосводу, то КПД солнечных батарей сильно падает, когда солнечные лучи падают на панель под углом. Чтобы повысить КПД солнечных панелей, применяются системы, следящие за солнцем и автоматически поворачивающие солнечную панель для попадания прямых лучей [1].

Данная работа посвящена разработке системы слежения за Солнцем в фотоэлектрической электростанции. Существуют несколько проблем, связанных со следящей системой: малая экономическая эффективность применения тяжелых электромеханических исполнительных механизмов; различные климатические условия местности, которые при своем воздействии уменьшают КПД фотоэлектрической электростанции; уменьшение КПД за счет непрерывности работы автоматизированной системы слежения за Солнцем.

В ходе выполнения работы проведен анализ солнечных энергетических установок, систем управления слежения СЭУ за Солнцем, исследованы электромеханические исполнительные механизмы и датчики положения Солнца. Разработаны структурная и функциональная схемы автоматизированной системы слежения, в основу работы которой положен алгоритм управления, обеспечивающий заданную точность слежения с минимальными потреблениями электрической энергии.

Список использованных источников:

1. Устройство слежения за солнцем [Электронный ресурс] – Режим доступа:https://www.liveinternet.ru/users/5017256/post295971248?aid_refresh=yes – (Дата обращения: 15.02.2018).

ВТСП синхронный двигатель с улучшенными массогабаритными показателями

Кадеров В.А.
Научный руководитель — к.т.н. Иванов Н.С.
МАИ, Москва
Strelok690@yandex.ru

Появились новые отрасли техники, где сверхпроводящие материалы используются для создания сверхсильных магнитных полей, мощных электрических генераторов и двигателей. В частности, ВТСП двигатели обладают улучшенными массогабаритными показателями и высокой эффективностью.

В данной работе производится аналитический расчёт ВТСП синхронного двигателя мощностью 1 МВт. Разработана методика расчета магнитной цепи, основанная на законе полного тока. Контур, по которому замыкается магнитный поток, был разбит на 11 участков, для которых были посчитаны магнитные сопротивления. При этом учитывалось насыщение ферромагнитных участков. Разработанная методика позволяет учитывать геометрические размеры активной зоны, параметры сверхпроводникового провода, тип системы охлаждения и другие характеристики. В результате были получены аналитические соотношения для ЭДС холостого хода, главного индуктивного сопротивления, выходной мощности и других параметров двигателя. Главной задачей было оптимизировать по массе и габаритам электрическую машину и увеличить её КПД. Для этого был создан автоматизированный расчёт, благодаря которому стало возможным выбрать оптимальные параметры и размеры двигателя, не уменьшив заданной мощности. Программа оптимизации выполнена в среде Matlab, где определены наилучшие характеристики для машины. Варьируемыми геометрическими параметрами стали размеры катушки обмотки возбуждения, число пар полюсов, размеры обмотки якоря, активная длина машины и диаметр расточки статора. В качестве проводника для обмотки возбуждения и якоря, использована ВТСП лента шириной 4мм. Результаты аналитической методики были верифицированы с помощью двухмерного моделирования распределения магнитных полей в активной зоне двигателя.

Результаты работы позволяют производить оценочные расчеты основных параметров ВТСП двигателя с улучшенными массогабаритными показателями.

Оптимизация холодильника-излучателя энергетической установки космического аппарата

Ладыко М.А.
Научный руководитель — д.т.н. Ерёмин А.Г.
МАИ, Москва
ladyko.maxim@yandex.ru

Система обеспечения теплового режима (СОТР) энергетической установки (ЭУ) космического аппарата (КА) предназначена для отвода непреобразованной части энергии, вырабатываемой ЭУ. В космическом пространстве единственно возможным способом утилизации непреобразованного тепла, является теплосброс за счет излучения с поверхностей панелей холодильника-излучателя (ХИ). Соответственно проектирование и оптимизация панелей ХИ является важной задачей стоящей перед разработчиком космической ЭУ.

В данной работе рассматривается вариант оптимизации панелей ХИ на тепловых трубах (ТТ) по эффективной площади теплосброса и гидравлическим характеристикам коллекторов, в которые помещены зоны испарения ТТ. Так как в определенном классе ЭУ панели ХИ располагаются на силовых элементах конструкции КА образующих трехстержневую ферму, возможно взаимное переоблучение с панели на панель. Кроме того, ограничения на габариты и форму панелей ХИ накладывают габариты зоны полезного груза (ЗПГ) обтекателя ракеты-носителя, соответственно встает вопрос расположения максимальной эффективной площади ХИ для прямых и дугообразных коллекторов в ЗПГ ракеты-носителя.

Исследование проводилось в два этапа. На первом этапе в программном комплексе MathCAD была разработана программа расчета максимальной эффективной площади теплосброса с панелей ХИ при заданных габаритах ЗПГ для двух вариантов исполнения коллекторов: прямого и дугообразного. На втором этапе полученные оптимальные конфигурации коллекторов строились в комплексе SolidWorks с последующим моделированием в среде Flow Simulation требуемого режима течения теплоносителя, с целью оценки их гидравлических характеристик.

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

- начиная с габаритов характерных для ЗПГ современных ракета-носителей, цилиндрические панели ХИ позволяют вместить в ЗПГ на 8% большую площадь ХИ, по сравнению с плоскими панелями;
- при одинаковом расходе теплоносителя через коллектор, гидравлическое сопротивление дугообразного коллектора при подводе теплоносителя в центр коллектора ниже, чем у прямого, примерно в 3 раза, за счет снижения скорости теплоносителя.

Таким образом, начиная с определенной мощности ЭУ и габаритов характерных для ЗПГ современных ракета-носителей, имеет смысл переход на цилиндрические панели ХИ. Еще одним преимуществом перехода на цилиндрические панели ХИ, может являться их более высокая жесткость, однако для однозначного утверждения необходимо провести оптимизацию панелей по массовым характеристикам и жесткости их конструкции, что является предметом дальнейших исследований.

Разработка лабораторного стенда для исследования акустических колебаний в воздушном потоке

Молчанов Т.И., Хлопов А.Д., Лопухов С.А.
Научный руководитель — Французов М.С.
МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва
moltim06@gmail.com

Интенсификация теплообмена и повышение энергетической эффективности теплообменных аппаратов представляют большой интерес и имеют огромное

народнохозяйственное значение. К настоящему времени накоплен значительный экспериментальный и теоретический материал по этой теме, как у нас в стране, так и за рубежом. Одними из методов усиления теплообмена являются турбулизация потока и возмущение колебаний.

Для изучения условий возникновения акустических колебаний в нестационарном воздушном потоке и подтверждения их влияния на интенсификацию теплообмена был создан лабораторный стенд. Стенд представляет собой экспериментальную установку, рабочий участок и набор профилей. Экспериментальная установка состоит из воздушного компрессора, создающего давление до 8 атм., мерной шайбы, приборов замера температуры, давления и пульсаций давления, усилителей сигнала, двух датчиков давления класса ДДМ и источника питания. Рабочий участок представляет собой стальные корпус с 2 трубками входа и выхода и крышку. В крышку вмонтированы 2 термопары хромель-алюмель. В корпусе вырезан канал прямоугольного сечения шириной 25 мм и высотой 8 мм, куда вставляется профиль или набор профилей, представляющий собой пластины длиной 13 мм и толщиной 0.8 мм с различными отверстиями с зазорами 2 мм. Профили могут вовсе отсутствовать. В корпусе так же присутствуют отверстия для датчиков давления и вмонтированы датчики пульсаций давления типа ДДЭ.

Рабочим телом в установке является воздух. Компрессором нагнетается давление и создается нестационарный воздушный поток, который через шланг попадает в рабочий участок, где фиксируется перепад температур, давление и пульсации давления на входе и выходе.

Результаты экспериментальных исследований подтвердили, что метод интенсификации в данной установке заключается в возбуждении в канале резонансных акустико-вихревых автоколебаний, возникающих при совпадении частоты схода вихрей с задних кромок профилей, установленных в центре канала, и одной из собственных акустических частот системы «канал+профиль».

Установлено, что данный метод относится к пассивным методам интенсификации. Он основан на турбулизации пристенного слоя за счет создания отверстий различной формы в резонирующей пластине. Влияние числа Маха на акустико-вихревую интенсификацию в основном связано с условиями возникновения резонанса и соответствующим уровнем колебаний. В качестве безразмерных параметров при описании частоты автоколебаний использовались акустическое и вихревое числа Струхаля. Выявлено, что частоты автоколебаний зависят от характерных размеров канала и профиля, и от скоростей потока и звука среды.

Использование данного стенда так же актуально в области верификации научных и технологических данных для разработки высокоэффективных и легких водородо-воздушных теплообменников. Помимо воздуха, в установке в качестве рабочего тела могут быть использованы вода, водяной пар, водород и азот. С помощью профилей и трубок различных форм канал в рабочем участке можно видоизменять в зависимости от поставленной задачи.

Генератор для автономной системы электроснабжения

Сандалов В.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Калпина Н.Ю.
Московский политехнический университет, Москва
kalpina@list.ru

Для автономной системы электроснабжения перспективным является использование генератора А.Росси. Этот генератор имеет простейшую конструкцию. Он выполнен вв виде трубки, внутри которой в водороде находится рабочее тело, состоящее из порошка никеля и некоторой компоненты, состав которой А.Росси засекретил. При подаче электрического напряжения она нагревается и выделяет тепловую энергию. Необычно то, что величина выделяемой тепловой энергии в три раза превосходит величину подводимой электрической энергии. Многочисленные экспертные комиссии подтвердили результаты эксперимента и

сняли подозрения в обмане. Генератор А.Росси не получил распространения из-за отрицательного отношения к нему научной общественности и из-за секретности технологии рабочего процесса. Если оставить в стороне предположение о нарушении генератором закона сохранения энергии, то в общем виде его работу нужно объяснять высвобождением некоторой внутренней энергии, скрытой в рабочем теле. Также как, например, двигатель внутреннего сгорания высвобождает внутреннюю энергию, скрытую в топливе. Вопрос заключается в том, о какой энергии может идти речь для генератора А.Росси. До настоящего времени принцип действия генератора остается неясным. С нашей точки зрения объяснить работу генератора А.Росси можно, исходя из современной теории существования короткодействующих сил притяжения между электронами. Например, благодаря этим силам возникают электронные пары, объединяющие атомы в молекулы и электронные пары, сопровождающие явление сверхпроводимости. Следует считать, что в генераторе А.Росси создаются условия, когда происходит освобождение энергии, скрытой в электронных парах рабочего тела.

Исследование токонесущих свойств сверхпроводника. Энергоэффективность полностью сверхпроводниковой системы

Соловьёв А.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Ильясов Р.И.
МАИ, Москва
79267839836@ya.ru

Особенностью всех существующих на сегодняшний день электрических машин, ограничивающей их ток и мощность, является наличие активного сопротивления материала обмоток якоря. В подавляющем большинстве современных электрических машин используются резистивные медные проводники. Наличие электрических потерь в них не позволяет увеличить общий КПД машины до значений более 96%. Отдельной практической нерешённой задачей является согласование работы полностью сверхпроводниковых электрических машин в замкнутой системе генератор-двигатель.

В настоящее время наиболее перспективными являются электрические машины и устройства, изготовленные с применением высокотемпературных сверхпроводников второго рода (ВТСП-2G) в виде лент. Применение ВТСП обмоток, в сравнении с низкотемпературными сверхпроводниками, позволяет упростить систему криообеспечения и повысить суммарный КПД.

Экспериментальные исследования полевых зависимостей токонесущих свойств ВТСП-2G ленты от индукции внешнего поля, позволит изучить особенности режимов работы разрабатываемых полностью сверхпроводниковых систем. Результаты проводимых исследований важны для успешного качественного перехода от традиционных энергосистем к высокоэффективным системам, полностью состоящим из сверхпроводниковых устройств.

В настоящее время проводится моделирование полностью сверхпроводниковой системы на основе маятниковой установки. Конструкция такой установки включает в себя неподвижный криостат с короткозамкнутым витком ВТСП ленты и два маятника с постоянными магнитами, качающимися над ним. Сверхпроводниковый контур, выполненный из метровой ВТСП-2G ленты отечественного производителя SuperOx, шириной 4 мм, с концами спаянными с перехлёстом в 10 см (сверхпроводниковыми слоями друг к другу), является одновременно обмотками генератора и двигателя, и выполняет функцию кабеля. Установка оснащена датчиком тока, измерительной катушкой и оптронами, для вычисления индуцированного тока, напряжения и скорости. Скорости движения маятников и углы их отклонения вычисляются по показаниям оптронных датчиков. Величина и скорость изменения протекающего в короткозамкнутом сверхпроводнике индуцированного тока, измеряется посредством пояса Роговского.

Сигналы с датчиков в реальном времени, через АЦП устройство, заводятся в промышленный компьютер.

Такая установка позволяет моделировать полностью сверхпроводниковую систему, в которой маятники выступают в качестве генератора и двигателя, поочерёдно преобразуя механическую энергию маятника в электрическую и снова в механическую. Рассчитав энергию, переданную от маятника к маятнику, можно сделать выводы о КПД системы, а бесконтактный замер тока в BTCП-2G ленте покажет токонесущую способность ленты в присутствии магнитного поля постоянного магнита.

Исследование возможности повышения эффективности процессов теплообмена путем использования теплообменных аппаратов в форме усеченного конуса

Суламанидзе А.Г., Яковлев М.М., Куклин А.Ю.
Научный руководитель — Малышкин Д.А.
КНИТУ-КАИ, Казань
Duck878@yandex.ru

Усовершенствование теплообменного аппарата подразумевает снижение поверхности или повышение производительности аппарата при установленных условиях его работы, либо снижение температурного напора между средами при установленной площади поверхности, а также производительности.

Повышение эффективности теплообмена в теплообменном аппарате возможно за счет конструктивных изменений поверхности теплообмена. Например, при прямоточном движении теплоносителей без фазовых превращений характер изменения температур теплоносителей переменный у обоих теплоносителей [1]. В связи с этим возникает падение интенсивности теплоотдачи в направлении движения теплоносителей, т.к. наблюдается снижение температурного градиента. Компенсировать ухудшение характеристики можно путем увеличения скорости в направлении движения теплоносителей за счет уменьшения площадей их каналов в направлении движения, согласно уравнению расхода. На практике, такое распределение скоростей теплоносителей будет наблюдаться в случае применение конической конструкции кожуха и труб. Увеличение скорости w движения теплоносителя в межтрубном пространстве трубчатых ТА оказывает существенное влияние не только на теплоотдачу, но и на потери давления, загрязняемость и вибрацию труб.

Форма кожуха ТА - усеченный конус с днищами. Следует подчеркнуть, что форма усеченного конуса кожуха, при Re>Rekp, будет вызывать искусственную турболизацию потока, что дополнительно интенсифицирует теплоотдачу [2]. Пучок труб жестко закреплен в трубных решетках. На кожухе и днищах имеются технологические патрубки и штуцеры. Размещение труб по концентрическим окружностям производится так, что радиальный шаг S может быть непостоянен, трубы размещены не параллельно оси ТА.

ТА играют очень важную роль в производстве и существенно влияют на ряд качественных показателей многих систем. Поэтому к теплообменникам предъявляется ряд весьма серьезных требований: надежность в пределах заданного ресурса работы, минимальные габаритные размеры и масса, максимальная интенсификация теплообмена, технологичность конструкции, малые гидравлические потери, удобство эксплуатации, стабильность тепловых и гидравлических характеристик в процессе эксплуатации, сохранение работоспособности при значительных динамических нагрузках и существенно различных атмосферных условиях. Однако есть ряд причин, препятствующих усовершенствованию ТА. Например, существует нижний предел габаритных размеров ТА, так как при малых размерах возрастает зависимость коэффициента теплообмена от загрязнений, а прочностных характеристик - от размеров труб. Помимо этого, уменьшения габаритов и металлоемкости ТА приводит к росту гидравлических сопротивлений.

В связи с этим на кафедре ТиЭМ КНИТУ-КАИ планируется экспериментальное определение оптимальных вариантов формы, компоновки и значений скоростей теплоносителей теплообменных аппаратов в форме усеченного конуса.

При разработке сложных технических устройств, включающих в свой состав большое количество отдельных элементов и к которым относятся ТА в форме усеченного конуса, в начальной стадии проектирования требуется выполнить ряд расчетов для прогнозирования характеристик устройства. Современный уровень подготовки инженерных кадров подразумевает знание и умение применять на практике передовые и повсеместно применяемые пакеты программ для ЭВМ, позволяющие моделировать процессы гидрогазодинамики, тепломассообмена и получать прочностные характеристики ТА. Задача моделирования включает два аспекта – проектировочные расчеты на стадии эскизного проектирования, позволяющие определить общий конструктивный облик ТА, и имитационное моделирование работы ТА. Последовательное решение этих задач позволит существенно ускорить проектирование, снизить сроки выполнения работ и улучшить технические характеристики ТА.

Достижение положительных результатов решения данных задач в трехмерной постановке требует больших вычислительных ресурсов и передового программного обеспечения. Разработка CAD-моделей ТА проводится с использованием САПР АСКОН «Компас-3D». Для проведения численного моделирования процессов гидрогазодинамики и тепломассообмена используется отечественный пакет программ инженерного анализа «ЛОГОС».

1. Теплообменные аппараты: учебное пособие / Б.Е. Байгалиев, А.В. Щелчков, А.Б. Яковлев, П.Ю. Гортышов. – Казань: Изд-во Казан. Гос. Техн. Ун-та, 2012. – 180 с.

2. Мухачев Г.А., Щукин В.К. Термодинамика и теплопередача: Учеб. Для авиац. Вузов. – 3-е изд., перераб. – М.: Высш. Шк., 1991. – 480 с.

Анализ параметрических исследований температурных полей теплового аккумулятора

Титаренко Мария
Научный руководитель — д.т.н. Ерёмин А.Г.
МАИ, Москва
illuna.nm@gmail.com

В некоторых космических аппаратах присутствует тепловой аккумулятор, выполненный в виде герметичной емкости, заполненной гидридом лития. Расчет его теплового состояния является неотъемлемой частью расчета теплового состояния всего космического аппарата [1].

Расчет температурных полей теплового аккумулятора состоит из двух этапов [2]. На первом оценивается температура, реализующаяся в материалах вследствие внутреннего энерговыделения. Он проводится с учетом внешних условий функционирования аккумулятора с привлечением данных, полученных в ходе предыдущих исследований [3].

На втором этапе при полностью определенной конструкции аккумулятора и расположении окружающих его агрегатов выполняется окончательный расчет температурных полей и делается вывод о его работоспособности и влиянии на смежные агрегаты.

В качестве вариативных параметров рассматривались следующие характеризующие окружающие агрегаты параметры:

- температура на аккумулятор стороны источника излучения;
- температура на аккумулятор со стороны агрегатов;
- степень затенения боковой поверхности коммуникациями;
- степень черноты боковой поверхности;
- температура окружающей среды.

Анализ результатов показал, что наиболее сильное влияние на максимальную температуру аккумулятора оказывают затенение его боковой поверхности и степень его черноты. Эти два параметра дают определенную свободу в выборе конструктивных средств для влияния на формирование температурного поля.

Что касается влияния температуры зон перед и за аккумулятором, то, их влияние незначительно. В первом случае установленная на передней стенке экранно-вакуумная изоляция нивелирует лучистые тепловые потоки с с источника излучения. Во втором уровень температур агрегатов, расположенных за аккумулятором, является достаточно низким, не более 200 °С. В связи с этим и уровень влияния незначителен. Кроме того, низкая температура задней стенки позволяет ему принимать на себя часть теплового потока от стоящих сзади агрегатов, снижая, тем самым, их температуру.

В приведенных расчетах не учитывалась передача тепла с источника излучения путем теплопроводности через места их крепления. Учет этого процесса в дальнейшем может серьезно осложнить решение вопроса температурного состояния аккумулятора.

1. Космические ядерные энергоустановки и электроракетные двигатели. Конструкция и расчет деталей: Учебное пособие / П.В. Андреев, А.С. Демидов, Н.И. Ежов и др. М.: Изд-во МАИ, 2014. – 508 с.

2. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена/ С.С. Кутателадзе. М.: Изд-во Наука, 1970 – 659с.

3. Шпильрайн Э.Э. Гидрид лития. Физико-химические и теплофизические свойства. /Э.Э. Шпильрайн, К.А. Якимович. М.: Изд-во стандартов, 1972. – 107 с.

Анализ перспектив использования возобновляемых источников энергии для энергоснабжения удаленных наземных авиационных комплексов

Трифонова Ю.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Гротова О.Н.
МАИ, Москва
yula_sakura@list.ru

На сегодняшний день основное количество электроэнергии вырабатывается тепло- и гидроэлектростанциями. Их работа осуществляется за счет топлива из природных ресурсов, таких как уголь, нефть и газ. Количество этих ресурсов природе сокращается, а стоимость топлива на их основе постоянно растет. Поэтому потенциал таких станций постепенно иссякает. Кроме того, при работе ТЭС происходит выбрасывание вредных веществ в атмосферу.

В мире уже наметился существенный прогресс в использовании альтернативных, возобновляемых источников энергии (ВИЭ). Однако требуются значительные усилия для продвижения альтернативной энергетики, пояснению ее преимуществ и опровержению сложившихся предрассудков. Использование ВИЭ в нашей стране решает также проблему энергообеспечения удаленных наземных авиационных комплексов.

При применении фотоэлектрических установок в качестве источника энергии необходимо знать ресурсы солнечной энергии конкретной территории. На первой стадии оценки использования солнечных электрических установок целесообразно применять информацию о солнечной радиации, полученную из справочников по климату и Солнечных Атласов. Разработанные карты способствуют предотвращению ненужных затрат на проведение проектных солнечно энергетических изысканий в местах с малым солнечным энергетическим потенциалом. Для выбора оптимальных параметров в локальных системах энергоснабжения необходимо располагать многолетними данными срочных наблюдений солнечной радиации, которые могут быть получены из различных климатических специализированных информационных баз данных. В России территориями с наибольшими возможностями для солнечной энергетики являются Краснодарский, Ставропольский край, Магаданская область и Якутия.

При использовании в качестве источника энергии ветрогенераторов необходимо оценить ветроэнергетический потенциал районов, характеризующийся повторяемостью скоростей ветра и удельной мощностью ветрового потока, позволяющий осуществить выбор ветроустановок для обеспечения требуемой мощности. Наиболее перспективными с этой точки зрения являются регионы Нижнего Поволжья, Тюменская, Архангельская, Новосибирская область, Краснодарский край, республика Хакасия, Карелия, Коми и некоторые другие.

Энергетические установки, использующие энергию волн, приливов-отливов, геотермальных источников следует размещать в районах, обладающих соответствующими энергетическими ресурсами.

При выборе и состава и параметров работы энергетической установки на базе ВИЭ в качестве критерия оптимальности принимается минимум суммарных дисконтированных затрат с учетом ряда основных влияющих факторов (ресурсы источника энергии, температура окружающей среды, уровень инфляции в стране, рост стоимости органического топлива и изменение цен на оборудование ВИЭ во времени, имеющее тенденцию к снижению, и др.). Таким образом, разработанная модель позволяет определить энергетическую установку на основе использования разных ВИЭ для обеспечения заданной мощности удаленного авиационного комплекса, обеспечивающую минимум приведенных затрат за рассматриваемый расчетный период времени.

Перспектива и целесообразность использования повышенного напряжения в системе электроснабжения самолета

Хакимов А.Р., Самигуллин Т.А., Рыбушкин Н.А.
КНИТУ-КАИ, Казань
khakimovar@stud.kai.ru

Система электроснабжения (СЭС) смешанного типа в привычном для нас виде (115/200 В, 400 Гц трехфазного переменного тока, 27 В постоянного тока) была разработана и введена в строй еще в середине прошлого века. Конечно, существуют и самолеты с дополнительными системами. Так, вдобавок к этому могут использоваться 36 В переменного тока стабилизированной частоты 400 Гц (Ан-124-100, Ту-214 и др.).

Развитие авиационной техники показывает, что мощность СЭС продолжает увеличиваться. Это связано с ростом энергопотребления бортового оборудования, которое может расти и дальше в связи с возможной реализацией концепции полностью электрического самолета или разработки новых видов оборудования.

Однако дальнейшее развитие системы постоянного тока 27 В ограничено. При увеличении мощности возрастает вес проводов; возрастание высотности ограничено коммутационной способностью щеточно-коллекторного узла, а частоты вращения – деформацией коллектора и, как следствие, ухудшением коммутации. Потребители, требующие переменного напряжения, питаются по «вторичной» системе через автономные инверторы и электромеханические преобразователи[1].

В таких условиях становится ясно, что систему нужно модернизировать. В качестве возможного решения целесообразнее всего предстает вариант использования системы постоянного тока повышенного напряжения (270 В или выше).

Мы провели опыты с целью обнаружения преимуществ такой СЭС над традиционными системами электроснабжения переменного тока. В результате удалось выявить следующие её плюсы:

- снижение удельной массы СЭС;
- снижение массы устройств управления;
- улучшение качества электроэнергии;
- повышение КПД системы;
- отсутствие ограничений частоты вращения генератора;
- простоту обеспечения параллельной работы генераторов.

Следует понимать, что до полной реализации и внедрения этой системы пройдет не один год. Острая необходимость возникнет только тогда, когда

концепция полностью электрического самолета будет реализована окончательно. В настоящее время наиболее приближены к этому самолеты с повышенным уровнем электрификации: Boeing B-787, Airbus A-380. Одним из признаков полностью электрического самолета является высокая мощность источников энергии. На «аэробусе» суммарная

мощность источников электроэнергии достигает 840 кВА, но там не реализована система постоянного тока высокого напряжения. На «боинге» же суммарная мощность источников составляет 1450 кВА [2], также примерно десять потребителей питаются от сети постоянного тока 270 В.

Таким образом, для обеспечения дальнейшего развития бортового оборудования необходимо совершенствовать систему электроснабжения. Хочется верить, что в ближайшем будущем новая система будет полностью проработана и способна широко использоваться при самолетостроении.

Список литературы:

1. А.Г. Гарганеев, С.А. Харитонов «Перспективные системы электроснабжения самолета с полностью электрифицированным оборудованием». Доклады ТУСУРа, №2 (20), декабрь 2009, с. 185

2. Воронович С., Каргопольцев В., Кутахов В. «Полностью электрический самолет». Журнал «Авиапанорама» №2, 2009г. с.17

Авиационная система генерирования переменного тока повышенной мощности

Чикучинов Е.М.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Зечихин Б.С.
МАИ, Москва
chikuchinov96@list.ru

Мощность авиационных систем электроснабжения постоянно возрастает. Электротехнические устройства выполняют многие функции, которые прежде выполняли гидравлические и пневматические системы, включая запуск авиадвигателей. На современных самолетах суммарная установленная мощность бортовых источников электроэнергии достигает уровня 1500 кВА, а единичная мощность генераторов 250 кВА.

Система генерирования должна иметь высокие массогабаритные и энергетические показатели. Высокие значения этих показателей достигаются за счет повышения частоты вращения генераторов, увеличения электромагнитных, тепловых и прочностных нагрузок, применения эффективной системы охлаждения, использования совершенных проводниковых, изоляционных и конструкционных материалов.

В системах электроснабжения на уровне 100 кВА наиболее эффективным является использование традиционных синхронных генераторов с электромагнитным возбуждением в системе с приводом постоянных оборотов [3]. Однако привод постоянных оборотов имеет невысокие ресурс и КПД, высокие эксплуатационные расходы, низкий уровень ремонтопригодности, сложность конструкции и другие недостатки.

Привод генераторов повышенной мощности в несколько сотен кВА осуществляется непосредственно от авиадвигателей, частота вращения которых изменяется примерно в два раза. При этом генератор должен обеспечивать номинальную мощность на низких оборотах и необходимую прочность на высоких оборотах авиадвигателя. Весьма сложным является обеспечение механической прочности и критической частоты вращения генератора [2].

В данной работе приведен сравнительный расчетный анализ синхронных генераторов мощностью 250 кВА с фазным напряжением 240 В и частотой 360…800 Гц с шихтованной

явнополюсной и неявнополюсной конструкцией индуктора. Выполнены расчеты генераторов на предельно допустимые по прочности частоты вращения.

Рассмотрена возможность использования генератора с массивным ротором. Проанализирована возможность снижения потерь в массивном роторе при использовании магнитных клиньев и статора с числом пазов на полюс и фазу меньшим единицы [1]. Выполнено моделирование активной зоны машины с использованием программы ElCut.

Логика проектирования газогенератора РПД с программным регулированием его расходной характеристики

Чулков Н.С., Шилин П.Д.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Ветров В.В.
ТулГУ, Тула
benzema1992@mail.ru

Существуют два принципиально различных по функционированию типа ракетно-прямоточных двигателей (РПД): для полета ЛА по произвольной траектории с регулированием расхода продуктов сгорания его газогенератора (ГГ) по текущим значениям скорости и высоты полета и для полета ЛА по типовой траектории, когда работу РПД можно заранее программировать, ставя в соответствие известному закону поступления атмосферного воздуха через воздухозаборное устройство (ВЗУ) необходимый расход ГГ. Именно второй случай и рассматривается далее.

Общая последовательность этапов проектирования ГГ в этом случае включает в себя:

– конструктивную проработку камеры ГГ с определением ее свободного объема для размещения топливного заряда;

– определение закона изменения потребной расходной характеристики ГГ с учетом уточненных дроссельной характеристики ВЗУ и стехиометрического коэффициента для выбранного состава топлива;

– уточнение закона горения выбранной марки топлива, его физико-механических свойств и энергетические характеристик.

Конструктивная схема ГГ может быть получена после окончательного выбора варианта ВЗУ (на основе компромисса между аэродинамическим сопротивлением воздушного тракта РПД и его энергетическими возможностями), а так же детального прочностного расчета конструктивных элементов, образующих камеру для размещения топливного заряда при ограниченных внешних габаритах.

Потребная расходная характеристика ГГ определяется последовательно, уточнив сначала по баллистическим характеристикам ЛА, зависящим от энергетических параметров топлива РПД, реализуемый по траектории воздухоприход через ВЗУ, а за тем через стехиометрическое соотношение осуществив переход к расходной характеристике ГГ.

Закон горения выбранной марки топлива существенным образом влияет на проектную геометрию топливного заряда. Совместно они и определяют реализуемый ГГ расход генерируемых газов в камеру дожигания РПД. При этом возможно с учетом предпочтительной геометрии топливного заряда, с точки зрения реализации максимального коэффициента заполнения камеры ГГ, предложить разработчику топливного заряда скорректировать закон горения топлива, что на современном этапе развития представляется вполне возможным.

Разработка камеры сгорания с противоточной системой охлаждения для утилизации нефтяных газов

Шилова А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Бульбович Р.В.
ПНИПУ, Пермь
alyona1203@gmail.com

На сегодняшний день остро стоит вопрос об утилизации попутного нефтяного газа (ПНГ) на малодебитовых месторождениях. Опыт использования импортных газотурбинных установок (ГТУ) типа Capstone показал, что необходима разработка специальной камеры сгорания (КС) для утилизации сложных по составу, сильно забалластированных и серосодержащих ПНГ. В настоящее время разрабатывается отечественная утилизационная ГТУ блочно-модульного типа, в состав которой как подсистема входит КС с тепловой мощностью 1 МВт. Расчеты ГТУ показали, что требуется КС с давлением 0,35 Мпа для выработки рабочего тела турбины с температурой 973 К.

С целью снижения эмиссии вредных веществ принято решение об организации богато-бедного горения. Структурно КС состоит из зоны горения с коэффициентом избытка воздуха 0.8 (температура ПС 2260 К), зоны догорания с коэффициентом избытка воздуха 2.0 (температура ПС 1690 К), зоны разбавления с коэффициентом избытка воздуха 5.0 (температура ПС 973 К).

Диаметр КС определен по относительной расходонапряженности, равной 1·10-4 кг/(Н·с) и составляет 250 мм. Длины зон определены по времени пребывания 5 мс в каждой зоне и составляют 63 мм, 104 мм, 182 мм для каждой зоны соответственно. Общая длина КС равна 349 мм. Объемная теплонапряженность при сжигании ПНГ составляет 164 Вт/(м3·Па).

Топливный газ (горючее) подается в зону горения через струйную форсунку горючего диаметром 9 мм при перепаде давления 0,1 МПа, расположенную в центре смесительной головки. Воздух (окислитель) подается через шесть струйных форсунок диаметром 8 мм каждая, расположенных по окружности радиусом 65 мм под углом 25 ° к оси КС.

В зону дожигания вторичный воздух с расходом 0,404 кг/с подается через 70 боковых отверстий диаметром 3 мм с шагом расположения 11 мм при перепаде давления 0,1 МПа. Глубина проникновения радиальной струи вторичного воздуха в продукты сгорания (ПС) составляет 244 мм.

В зону разбавления вторичный воздух с расходом 1,010 кг/с подается через 63 отверстия диаметром 5 мм с шагом расположения 12 мм при перепаде давления 0,1 МПа. Глубина проникновения радиальной струи вторичного воздуха в ПС составляет 183 мм.

Для надежного охлаждения огневой стенки и увеличения ресурса работы КС применяется наружная противоточная система с продольно-оребренной рубашкой охлаждения, куда воздух поступает после компрессора. В процессе движения по тракту охлаждения воздух отбирает тепло по механизму конвективного теплообмена от огневой стенки. В нагретом состоянии он сначала поступает через боковые радиальные отверстия в зону разбавления, далее в зону догорания и окончательно через струйные форсунки в зону горения. Одновременно с охлаждением огневой стенки нагретый воздух способствует расширению концентрационных пределов горения, забалластированного ПНГ и устойчивости горения утилизируемого газа [1,2].

Местоположение и значение максимальной температуры огневой стенки определяются характером распределения тепловых потоков по длине КС. В использованной методике температуры огневой стенки в разных сечениях КС определяются итерационным способом из решения уравнений баланса тепла огневой стенки с точностью до 0,1%.

Проведены вариантные расчеты теплового состояния конструктивных элементов КС при разных значениях геометрических параметров рубашки охлаждения и коэффициента оребрения. При использовании рубашки охлаждения без оребрения максимальная температура огневой стенки составила 1061 К. При использовании рубашки охлаждения с коэффициентом оребрения 1,5 максимальная температура огневой стенки составила 898 К, что свидетельствует о сильном влиянии коэффициента оребрения на ресурс КС. Получены

также распределения температуры ПС, огневой стенки, охладителя, конвективных, лучистых и суммарных тепловых потоков вдоль КС.

1. Бетинская О.А. Организация рабочего процесса в универсальной камере сгорания газотурбинной установки для утилизации попутного нефтяного газа: Дис. ...канд. тех. наук: 05.04.12: защищена 20.04.17: утв. 24.07.17. — Пермь, 2017. — 146 с.

2. Анализ параметров наружного противоточного охлаждения камеры сгорания в составе утилизационной энергоустановки / Шилова А.А. (Селиванова А.А.), Бачев Н.Л., Бульбович Р.В., Матюнин О.О. // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2017. – №50. – С. 80-89.

3. Расчетные исследования внутрикамерного процесса при утилизации нефтяного газа / Бетинская О.А., Бачев Н.Л., Матюнин О.О., Бульбович Р.В., Бачева Н.Ю. // Нефтяное хозяйство. – 2017. - №7. – с. 86-89

4. Пределы устойчивого горения нефтяных газов / О.А. Бетинская (О.А. Зуева)// Нефтяное хозяйство. – 2014. – вып. 1089. – с. 64-66.

5. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – Т.2. – 368 с.; ил. – (Серия: Газотурбинные двигатели).

6. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. –М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 488 с.

Система генерирования аварийной авиационной ветроэлектрической установки

Широков А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Зечихин Б.С.
МАИ, Москва
shniderman@yandex.ru

Одной из важнейших проблем в развитии авиационной техники является повышение её надёжности. Для повышения надёжности системы электроснабжения на современных летательных аппаратах используются дополнительные аварийные системы генерирования.

В данной работе рассматривается аварийная система генерирования на основе авиационной ветроэлектрической установки. Эта система обеспечивает электроэнергией устройства и системы, необходимые для посадки самолёта при отказе других систем генерирования. Для посадки самолёта необходима система генерирования мощностью порядка несколько десятков кВА [1]. Ветроэлектрическая установка состоит из генератора и воздушной турбины, приводимой во вращение встречным потоком воздуха и осуществляющей привод генератора. Обычно турбины выполняются двухлопастными пропеллерного типа без поворота или с поворотом лопастей, что обеспечивает стабильность частоты вращения генератора. Такая конструкция установки обладает высокой надёжностью, автономностью и достаточно высокими массогабаритными показателями. Для каждого самолёта разрабатывается своя система генерирования с нестабилизированной или стабилизированной частотой вращения, с наиболее рациональным типом электромеханического генератора и электронного преобразователя.

В докладе приводится расчётно-аналитическое сравнение систем генерирования постоянного и переменного тока со стабильной и нестабильной частотой вращения с приводом генераторов от ветроустановки. При этом род тока, уровень и частота напряжения генератора должны соответствовать параметрам основной системы электроснабжения самолёта. Рассматриваются авиационные генераторы с электромагнитным и магнитоэлектрическим возбуждением в системе с электронными преобразователями [2,3].

Проведён сопоставительный анализ стабилизации напряжения насыщением магнитной цепи для генераторов с традиционными и высокоэнергетическими постоянными магнитами. Рассмотрены также схемы стабилизации с коротким замыканием обмотки якоря.

Секция №2.3 Ракетные двигатели

Разработка методик расчёта коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной и вынужденной конвекции

Абдуллин М.Р., Куимов Е.С., Коханова Ю.С.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Алтунин В.А.
КНИТУ-КАИ, Казань
mansur1392@mail.ru

В связи с переходом на газообразное углеводородное топливо (например, метан) возникает необходимость более тщательного и глубокого его изучения. Для исследования особенностей тепловых процессов в газообразном метане были созданы экспериментальные установки по его естественной и вынужденной конвекции, проведены полномасштабные экспериментальные исследования при различных нагревах рабочего участка, при различных давлениях и массовых скоростях прокачки.

Первичная и вторичная обработка результатов позволили построить графики, которые стали основой для разработки методик расчёта коэффициента теплоотдачи к газообразному метану: при его естественной конвекции; при его вынужденной конвекции.

Экспериментально установлено, что в условиях естественной конвекции коэффициент теплоотдачи зависит не только от температуры рабочей пластины, но и от давления в экспериментальной бомбе. В условиях вынужденной конвекции – сильное влияние оказывает массовая скорость прокачки газообразного метана.

К тепловым процессам, происходящим в газообразном метане, можно отнести и негативный процесс осадкообразования. В отличие от жидких углеводородных горючих, в газообразном метане осадкообразование начинается также при различных давлениях, но при более высокой температуре.

В докладе подробно изложены новые методики расчёта коэффициента теплоотдачи к газообразному метану при его естественной и вынужденной конвекции, а также – методики расчета негативного процесса осадкообразования в топливно-охлаждающих каналах, форсунках и фильтрах двигателей, энергоустановок и техносистем различного назначения и базирования.

Результаты экспериментального исследования и разработанные методики расчётов позволяют быстро и эффективно оценить возможности газообразного метана при различных термодинамических условиях, что открывает новые возможности его применения в системах топливоподачи и охлаждения перспективных двигателей, энергоустановок и техносистем наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования.

Доклад сопровождается иллюстрационным материалом.

Функциональная диагностика жидкостных ракетных двигателей по медленноменяющимся параметрам

Беляева Н.В.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Коломенцев А.И.
МАИ, Москва
planka08@mail.ru

Для анализа правильного функционирования двигателя на современном уровне знаний, помимо измеряемых параметров, применяется математическая модель рабочих процессов. Именно такой подход обеспечивает информацию не только о конкретных измерениях параметров функционирования, но и о взаимосвязи этих параметров, а это в свою очередь открывает возможности для формирования разнообразных алгоритмов поиска

неисправности, вызывающей нарушение нормального функционирования (взаимосвязи параметров).

К медленноменяющимся параметрам относятся основные традиционно измеряемые параметры рабочих процессов: давления, расходы и температуры компонентов топлива на входе в двигатель, положения приводов системы управления по тяге и соотношению компонентов, обороты основной турбины и турбин бустерных насосов, давления и температуры в жидкостных и газовых трактах. В состав математической модели входят основные уравнения, описывающие рабочие процессы в трактах и агрегатах двигателя.

Одной из важнейших характеристик систем диагностирования основанных на математической модели (ММ) рабочих процессов и измеряемых параметров является разрешающая способность. Разрешающая способность системы «ММ-СИ» (системы измерений) это минимальная величина, выявляемой ею неисправности.

В работе проведено расчетное исследование чувствительности диагностических признаков, формируемых системой «ММ-СИ» к неисправностям. В качестве диагностических признаков состояния двигателя в системе функциональной диагностики использовались рассогласования расчетных и измеренных параметров рабочих процессов двигателя при огневых испытаниях. Для оценки расчетной чувствительности диагностических признаков было введено понятие предельно разрешающей способности.

В результате расчетов получены зависимости изменения диагностических признаков, представляющих относительные отклонения измеренных значений параметров от расчетных по модели в процентах от изменения ряда характеристик двигателя.

Для каждого вида неисправности можно определить совокупность диагностических признаков, обладающих практически одинаковой разрешающей способностью. Результаты моделирования могут использоваться при анализе нештатных ситуаций и поиске неисправных характеристик двигателя.

1. Жуковский, А.Е. Испытания жидкостных ракетных двигателей: учебник для студентов авиац. спец. вузов / А.Е. Жуковский, В.С. Кондрусев, В.В. Окорочков. 2-е изд., перераб. И доп. М.: Машиностроение, 1992. 352 с.

2. Коломенцев, А.И. Методы функциональной диагностики ДЛА / А.И. Коломенцев, Д.С. Мартиросов ; Моск. авиац. ин-т. М., 2001. 112 с.

3. Кесаев, Х.В. Надежность двигателей летательных аппаратов / Х.В. Кесаев, Р.С. Трофимов. М. : Машиностроение, 1982. 136 с.

4. Коломенцев, А.И. Обеспечение надежности двигательных установок / А.И. Коломенцев, Г.Б. Осипов ; Моск. авиац. ин-т. М., 1992. 52 с.

Оптимизация параметров ЖРД с применением нейронных технологий

Беляков В.А., Василевский Д.О.
Научный руководитель — к.т.н. Воробьев А.Г.
МАИ, Москва
titflavii@rambler.ru

В настоящее время существует опыт внедрения искусственных нейронных сетей в промышленность и науку. Искусственные нейронные сети − одна из наиболее динамично развивающихся и реально используемых на практике ветвей теорий искусственного интеллекта. Нейронные сети имеют принудительную регулярную структуру, в которой слои нейронов соединяются друг с другом по принципу "каждый с каждым" и создают на основании своих вычислений единую базу данных, к которой они обращаются при последующем решении. Представляется, что любой нейрон имеет собственный набор весовых коэффициентов, поэтому он готов воспринимать процесс с каким-то конкретным множеством входных сигналов. Каждый нейрон ориентирован на восприятие собственного входного сигнала. Если на вход в нейронную сеть поступает входной сигнал, то каждый нейрон вырабатывает независимый от других нейронов собственный выходной сигнал. При этом этот сигнал является более важным для одного нейрона, который ориентирован на этот

сигнал и менее важным для других элементов сети. Результатом является набор решений с разной степенью сигнала, из которых выбирается наиболее важный.

Таким образом, опираясь на опыт внедрения нейронных сетей, предоставляется возможность использования этой технологии в разработке ракетного двигателестроения на примере жидкостных ракетных двигателей. ЖРД представляются как технически-биологический объект, обладающий аналогами частей и систем биологического организма − агрегатами, узлами, системой управления, связанных между собой физическими, химическими и механическими процессами. Принципы функционирования и структура двигателя схожа с функционированием биологического объекта. В этом случае процессы, протекающие в ЖРД, возможно интерпретировать в биологическую нейронную сеть и использовать данную технологию для решения практических задач оптимизации.

В отличии от существующих алгоритмов поиска оптимальных параметров искусственные нейронные сети позволяют найти недетерменированный результат. Другим отличием нейронный сетей является их самообучение и самопознание на основе внутренних алгоритмов и моделей.

Создание и внедрение в будущем искусственных нейронных сетей в моделировании жидкостных ракетных двигателей позволит сократить время расчетов, поиска оптимальных параметров, испытаний и ресурсов при создании двигателя по заданному ТЗ. Пополнение данных по результатам испытаний отдельных систем и агрегатов позволит нейронной сети более точно принимать решения.

Численное моделирование горения в сверхзвуковом твердотопливном прямоточном воздушно-реактивном двигателе

Брызгалов А.И.
Научный руководитель — д.ф-м.н. Якуш С.Е.
ИПМех РАН, Москва
mathematiker1991@mail.ru

В связи с перспективностью применения прямоточного воздушно- реактивного двигателя на твёрдом топливе (ПВРДТТ) для сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов, возникает необходимость моделирования протекающих в камере сгорания процессов с целью обеспечения устойчивой работы в широком диапазоне параметров.

В данной работе решалась задача моделирования горения твердого топлива в ПВРДТТ на режимах дозвукового и сверхзвукового течения в камере сгорания. Под воздействием теплового потока из зоны горения происходит газификация твёрдого топлива (ПММА) до мономера (ММА), последующее горение которого происходит в газовой фазе. При высокой скорости потока период индукции, то есть время нагрева смеси до воспламенения, может оказаться большим, чем время прохождения частицы по каналу, что приводит к погасанию. Для стабилизации горения канал имеет расширение у входа, в котором образуется зона рециркуляции. В этой зоне постоянно поддерживается горение, продукты которого дают энергию, необходимую для газификации твёрдого топлива и его горения в канале.

Задача решалась численно на равномерной сетке в цилиндрической системе координат. Геометрия описывалась методом «погружённых границ», согласно которому граница описывается поверхностью нулевого уровня функции расстояния. Газовая динамика рассчитывается уравнениями Навье-Стокса вязкого теплопроводного сжимаемого газа. Для описания турбулентности привлекается k-epsilon модель с пристеночными функциями Горение рассчитывалось на основе модели EDC, учитывающей конечную скорость горения и взаимодействие с турбулентностью.

В работе рассчитаны поля течения, зона горения, распределение температуры, концентрации горючих и продуктов горения, скачки уплотнения в камере сгорания и в стабилизаторе пламени в дозвуковом и сверхзвуковом режимах. Показано, что вследствие существования обратной связи между горением в потоке и скоростью газификации возможны разные режимы работы двигателя - устойчивое горение, погасание, неустойчивые режимы.

Работа выполнена по гранту РФФИ № 16-29-01084

Применение радиальных двусторонних лабиринтных уплотнений гребешкового типа, как один из методов улучшения характеристик турбин ТНА ЖРД

Васильев В.С.
Научный руководитель — д.т.н. Тимушев С.Ф.
АО «НПО Энергомаш», Химки
alikvasiliev@mail.ru

Применение радиальных двусторонних лабиринтных уплотнений гребешкового типа, как один из методов улучшения характеристик турбин ТНА ЖРД.

На настоящий момент, усовершенствование конструкций жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) зависит в большей степени от улучшения энергетических характеристик их узлов и агрегатов, повышения надежности, ресурса, возможности многоразового использования, и, что не мало важно, сокращения времени отработки и изготовления. Достижение данных целей осуществляется за счёт совокупности большого числа разного рода мероприятий, предназначенных для решения прикладных задач, возникающих на всех этапах жизненного цикла изделия, от проектирования и отработки до его изготовления на серийном производстве. Одним из таких мероприятий является расчетная оценка характеристик отдельных элементов конструкции ЖРД при проектировании двигателя, такая оценка одна из важных задач, а детальное рассмотрение и изучение элементов конструкции требует применения различных методов как анализа, так и моделирования. Примером таких конструктивных элементов ЖРД являются лабиринтные уплотнения турбин ТНА.

Турбины ТНА ЖРД разработки АО «НПО Энергомаш», таких, как РД191, РД180, РД171М и других, с дожиганием окислительного генераторного газа характеризуются достаточно большими зазорами радиальных уплотнений, и, вследствие этого, повышенными величинами утечек газообразного рабочего тела через проточные части данных уплотнений, которые, в свою очередь, оказывают влияние на параметры турбины. Для уменьшения величин таких утечек необходимо использовать разнообразные по своей конструкции лабиринтные уплотнения. В настоящий момент в турбинах ТНА ЖРД АО «НПО Энергомаш» широко распространены односторонние радиальные лабиринтные уплотнения гребешкового типа. При этом полагается, что по сравнению с используемым видом уплотнений, с точки зрения обеспечения минимальной утечки, наибольший эффект достигается за счёт применения двусторонних радиальных лабиринтных уплотнений. Стоит отметить, что в проектах некоторых двигателей предлагалось использовать двусторонние радиальные лабиринтные уплотнения гребешкового типа.

Рассмотрению и детальному изучению данного вида уплотнений следует уделить внимание, что требует применения моделирования и детального рассмотрения параметров после проведения расчётов различных по конструкции вариантов уплотнений, с применением именно двусторонних радиальных уплотнений гребешкового типа, сравнительного анализа с исходной геометрией уплотнений, а также оценки влияния конструктивных параметров рассмотренных вариантов уплотнений на характеристики и работоспособность турбины. В качестве объекта для проведения исследования предлагается использовать турбину турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя РД191 разработки АО «НПО Энергомаш» для семейств ракет-носителей модульного типа «Ангара» производства ГКНПЦ имени М.В. Хруничева.

Выработанные рекомендации и методики по применению оптимальных двусторонних радиальных лабиринтных уплотнений для турбин ТНА ЖРД с необходимыми характеристиками можно будет использовать в АО «НПО Энергомаш» как для улучшения характеристик уже существующих на данный момент турбин ТНА ЖРД, так и для проектирования последующих.

Алгоритм расчёта тепло-массообмена на головной части спускаемого космического летательного аппарата при входе в атмосферу

Григоровский В.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Никитин П.В.
МАИ, Москва
grislavapro@gmail.com

Одной из важных проблем освоения космоса является возвращение спускаемого аппарата на землю. Для этого необходимо обеспечить тепловую защиту спускаемого космического летательного аппарата (КЛА). Эта проблема требует знания тепловых нагрузок, которые воздействуют на КЛА в процессе входа в атмосферу.

Алгоритм расчёта тепло-массообменна в характерных зонах головной части КЛА:

1.Алгоритм расчёта теплообмена в передней критической точке(ПКТ).

Рассчитывается тепловой поток в ПКТ с использованием модифицированного уравнения Ньютона.

Параметры торможения потока в ПКТ: энтальпии, давления, и температуры, а так же энтальпию воздуха

Параметр теплообмена рассчитывается с помощью уравнения Фея – Риддела.

2.Алгоритм расчёта теплообмена в области передней критической точке.

Определяется режим течения на поверхности тела в зависимости от типа течения составляется алгоритм расчёта теплообмена.

В случае ламинарного и турбулентного режимов плотность теплового потока рассчитывается с использованием модифицированного уравнения конвективного теплообмена Ньютона. Энтальпия восстановления и энтальпия воздуха для ламинарного и турбулентного режимов рассчитываются по одним зависимостям. Параметр теплообмена для ламинарного потока рассчитывается с помощью критерия Фея-Ридделла, для турбулентного потока с помощью критериальных соотношений для турбулентного теплообмена, полученных для тел различной формы.

В докладе на основе анализа ранее опубликованных данных рассматривается алгоритм расчёта тепло-массообмена на головной части спускаемого космического летательного аппарата при входе в атмосферу.

Оптимизация смесеобразования топлива центробежными форсунками в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя на топливе перекись водорода и керосин

Демин П.П.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Боровик И.Н.
МАИ, Москва
gerk30@yandex.ru

В данном исследовании проведена оптимизация конструкции ЖРД МТ на топливе перекись водорода и керосин тягой 200Н. С помощью моделирования внутрикамерных процессов в программе Ansys CFX были найдены оптимальное соотношение компонентов и параметры истечения керосина из форсунки двигателя. Оптимизация данных параметров дала возможность определить максимальные характеристики двигателя с учетом ограничений накладываемые технологией изготовления форсунок и несовершенством материалов для камеры сгорания. Результаты исследования позволили дать рекомендации по изменению конструкции камеры сгорания с целью уменьшения ее максимальной температуры, а также требования к параметрам форсунки которая обеспечит наиболее высокие характеристики. А также дало возможность рассмотреть методы модернизации камеры сгорания с целью снижения максимальной температуры путем применения современных технологий. В качестве метода модернизации рассмотрено применение

наплавки из более теплопроводных материалов с целью перераспределения тепловых потоков от мест интенсивного нагрева к холодным зонам и массивным деталям двигателя. Исследования данной модернизации двигателя позволили в высокой степени снизить температуру стенки камеры сгорания без значительных потерь в удельном импульсе.

Список использованных источников

1. Журнал ANSYSSolutions Русская редакция №1 (1) Осень 2005г.
2. У. Шамб, Ч. Сеттерфилд, Р. Вентворс, Перекись водорода, М.:
Издательство иностранной литературы, 1958

Оптимизация смесеобразования топлива струйными форсунками в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя на топливе перекись водорода и керосин

Дмитриев В.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Боровик И.Н.
МАИ, Москва
immegatrol@yandex.ru

В последнее время приковывает к себе внимание такое давно известное и широко применяемое в промышленности, и в частности в аэрокосмической отрасли, вещество – как перекись водорода.

В ЖРД перекись может применяться как унитарное топливо, и как окислитель — в паре с керосином или спиртом. Керосин и спирт не могут самовоспламеняются с перекисью и перекисным газом, поэтому для обеспечения зажигания в горючее приходится добавлять катализатор разложения перекиси, выделяющегося тепла достаточно для начала реакции горения. Для воспламенения керосина существуют специализированные добавки, как правило, их состав и оптимальные пропорции являются государственной тайной.

В качестве окислителя перекись водорода эффективна с различными горючими, даёт удельный импульс меньше чем жидкий кислород, но при применении ВПВ значения удельного импульса (УИ) превышают таковые для азотнокислотных окислителей с теми же компонентами горючих.

Двигатели на ВПВ являются более «холодными», чем аналогичные двигатели с таким же УИ, на других топливах. Эта разница обусловлена тем, что продукты сгорания «карамельного» топлива имеют почти на 800° большую температуру при равном уровне достигаемого УИ. Это связано с большей концентрацией воды в продуктах реакции перекиси и, как следствие, со значительно меньшей средней молекулярной массой продуктов реакции.

Безводную перекись водорода сложнее получить и хранить, является достаточно дорогой для использования в качестве ракетного топлива. Склонность к самопроизвольному разложению – один из недостатков ВПВ, но при хранении в определенных условиях, скорость протекания данного явления значительно снижается (скорость разложения обычно не превышает 0.6% в год).

При введении горючего в процессе каталитического разложения ВПВ происходит спонтанное воспламенение смеси из-за высокой температуры продуктов разложения перекиси. Это облегчает зажигание, остановку и повторный запуск двигателя. Истекающие газы имеют сравнительно невысокую температуру, малую молекулярную массу и, как следствие, довольно высокий удельный импульс. По этим характеристикам топливо «ВПВ – углеводороды» сопоставимо с парой «азотный тетроксид (АТ) – несимметричный диметилгидразин (НДМГ)».

Преимущества и перспективы использования трехкомпонентных ЖРД

Ермашкевич А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Воробьев А.Г.
МАИ, Москва
alex.ermashkevich@yandex.ru

Современная ракетная техника развивается в сторону повышения эффективности введения полезной нагрузки, при одновременном снижении стоимости доставки на орбиту 1 кг груза. Самой дорогой частью ракеты-носителя является двигатель. При запусках, в большинстве случаев, маршевые двигатели являются одноразовыми, что значительно увеличивает стоимость выведения. В связи с этим разрабатываются новые перспективные схемы двигательных установок, способные обеспечить выполнение вышеназванных требований.

Одна из таких схем – трехкомпонентный жидкостной ракетный двигатель, использующий два вида горючего: углеводородное (керосин) на начальном участке выведения, водородное на высотном участке.

Преимуществами данной схемы являются: экономия массы за счет отсутствия двигателей на отбрасываемой первой ступени (фактически первая ступень – только топливные баки); использование более плотного углеводородного горючего на первом участке выведения, водородного горючего с высоким удельным импульсом на высотном участке выведения. Недостатками данной схемы являются: сложность конструкции двигательной установки; отсутствие инфраструктуры для испытаний трехкомпонентных двигателей в ракетно-космической отрасли; относительные потери эффективности из-за необходимости поддержания двух режимов работы двигателя.

В работе рассматриваются трехкомпонентные ЖРД РД-701, РД 704. Предложена схема ракеты-носителя с единой двигательной установкой, состоящей из 5 ЖРД. Двигатель однокамерный, выполнен по закрытой схеме с дожиганием газогенераторного газа. Окислителем является жидкий кислород, охлаждение камеры регенеративное, производится окислителем. Рассмотрены различные схемы питания, построена пневмогидравлическая схема трехкомпонентного ЖРД. Определены тяга и удельный импульс двигательной установки на различных режимах работы. Рассчитан профиль камеры сгорания. Произведена энергетическая увязка параметров и проектный расчет охлаждения.

Анализ схемных решений двигательной установки космического аппарата с учетом особенностей проектно-конструкторских решений подсистем

Заболоцкая А.Р.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Ламзин В.А.
МАИ, Москва
miss.smaylz@mail.ru

Опыт разработки космических аппаратов (КА) показывает, что во многих случаях повышение их эффективности при реализации в планируемый период связано в основном с созданием модификаций целевой аппаратуры, бортовых систем и агрегатов, и, в частности, двигательных установок (ДУ) с целью модернизации созданных ранее аппаратов для решения новых тематических задач. Данный подход является целесообразным с экономической позиции и при наличии технических и технологических ограничений [1-4].

В докладе приведены основные тенденции и направления совершенствования двигательных установок в составе малоразмерных КА, определены требования к характеристикам ДУ и выявлены основные закономерности их улучшения. Приведена постановка задачи выбора проектных параметров двигательной установки в составе КА при наличии ограничений, разработана методика её решения, включающая алгоритмы и проектные модели решения основной и частных проектных задач. Такой подход дает

возможность учесть особенности проектно-конструкторских решений (ПКР) подсистем ДУ без расширения состава проектной модели. Детализация такого подхода дает возможность организовать многовариантные исследования (при ограничении на сроки работ) и обеспечивает определение рационального проектного решения за счет расширения области возможных решений. На модельных примерах проведена оценка характеристик подсистем ДУ и анализ схемных решений установок в целом при следующих исходных данных: условия функционирования, требования к КА, внешние и внутренние функциональные ограничения, статистические данные по прототипам для формирования соответствующих проектных моделей. Разработанная методика обеспечивает проведение исследований с целью оценки вариантов схемных решений установки, влияния особенностей ПКР подсистем ДУ, динамики внешних связей, требований по функциональной эффективности на технико-экономические характеристики, найти рациональные параметры модификаций ДУ, при которых выполняются ограничения.

1. Матвеев Ю.А, Ламзин В.А., Ламзин В.В. Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. – М.: Изд-во МАИ, 2015. – 176 с.: ил.

2. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Метод выбора проектных параметров модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли при наличии ограничений // Вестник МАИ, 2008. Т.15. №1. С. 44 - 55.

3. Агеенко Ю.И. Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ "Фрегат"// Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 44-46.

4. Александров Л.Г., Морозов В.И., Степанов С.С., Крылов А.А., Кузьмин О.А., Федоров А.В., Мальцев М.В. Двигательная установка посадочной платформы десантного модуля" // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 116-119.

Концепция малогабаритной ракеты класса «воздух-поверхность» с ракетным двигателем на пастообразном топливе

Кабанов Д.Е.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Махров В.П.
МАИ, Москва
saydaret@gmail.com

В реалиях современного уровня технического прогресса и развития вооружений четко прослеживается тенденция увеличения масштаба использования высокоточных авиационных средств поражения.

Малогабаритные авиационные управляемые ракеты (МУР) класса «воздух-поверхность» получили большое развитие, прежде всего, в комплексах вооружения вертолётов и беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), как эффективное средство поражения точечных объектов.

К настоящему времени существующий ряд МУР достаточно разнообразен и по условиям старта, и по системам управления (наведения), и по типам двигательных установок, и проч.

В процессе разработки МУР имеют места определённые требования, предъявляемые к изделию, например, ограничения по габаритам и стартовой массе ЛА.

Последнее ограничение остро ставит проблему оптимизации проектных параметров двигательной установки (ДУ). Разумеется, если учесть вес боевой части, системы управления и других узлов и агрегатов, это требование становится определяющим при выборе топлива.

В данной работе рассматривается концепция разработки МУР класса «воздух-поверхность» с использованием ракетного двигателя на пастообразном топливе (РДПТ), позволяющего обеспечить достижение высоких тактико-технических характеристик (ТТХ) с существенно меньшей массой и габаритами ракеты.

Отметим полезные характеристики пастообразного топлива (ПТ), которые определяют летно-тактические характеристики (ЛТХ) ракеты, её баллистический облик.

Во-первых, высокая скорость горения заряда ПТ при его повышенной плотности и отсутствие требований к прочности, что позволяет обеспечить высокие стартовые перегрузки с ускорением до 100 м/с2 и более резкий выход на маршевую скорость полета.

Во-вторых, возможность конструктивной реализации двигателя с коэффициентом заполнения заряда близким к единице при торцевом горении, что позволяет снизить массу ракеты.

Однако, несмотря на эти положительные свойства, ПТ имеет коэффициент объемного расширения в 5-10 раз превышающий его значения для смесевых твердых топлив. А так как необходимо удерживать заряд ПТ в герметизированном объёме, необходимо обеспечить возможность его расширения и безотрывной усадки в зависимости от температуры.

Это означает, что должна иметь место система компенсации температурных усадок, обеспечивающая постоянные внутренние напряжения в массе ПТ. Необходимость наличия такой системы определяет критическую зависимость эффективности и надежности ракеты с РДПТ от её калибра.

Как следствие, имеет смысл использовать концепцию РДПТ для создания МУР с калибром порядка 80-100 мм с кассетным размещением на носителе.

Библиографический список

1. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. - М.: Машиностроение, 1987,- 328 с.

2. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки / Под ред. Ю.М. Милехина и В.А. Сорокина, - М.: ФИЗМАЛИТ, 2010, -318с.

3. Теоретические основы анализа и синтеза комбинированных ракетных двигателей на твердых и пастообразных топливах / Под ред. Б.В. Обносова и В.А. Сорокина, - М.: ИТК «Дашков и Ко», 2012, -244с.

Вычисление электрического потенциала сопла жидкостного ракетного двигателя методами математического моделирования

Кассин Д.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Котельников В.А.
МАИ, Москва
dmitry1550@gmail.com

Процессы горения используют на практике топливный компонент при температурах: 2500-4000 градусов по Кельвину. Вследствие этого в камере сгорания идут процессы ионизации, а продукты сгорания представляют собой слабоионизированную, низкотемпературную, плотную плазму. Экспериментальные значения максимальных концентраций заряженных частиц в пламени горения составляют приблизительно 1-10 триллионов сантиметров в минус третьей степени, где примерно на 4-5 порядков превышает их равновесную концентрацию в потоке, истекающем из сопла ЖРД. [1] Натурные эксперименты электрическими зондами в продуктах сгорания топлива ЖРД в момент старта ракеты приведены В.А. Котельниковым [2]: концентрация оказалась приблизительно сто миллионов сантиметров в минус третьей степени.

При движении потока из камеры сгорания до струи сопла, стенка двигательной установки заряжается отрицательным потенциалом, который может быть изменен экспериментально и рассчитан методами математического моделирования. Расчет проведен для элемента внутренней поверхности: в виде удлиненного прямоугольника, расположенного таким образом, чтобы скорость потока была направлена вдоль короткой стенки прямоугольника. В этом случае задача оказывается двумерной в геометрическом пространстве и нестационарной. Электродинамическая часть задачи включает: уравнение

неразрывности для ионов и электронов, уравнение Пуассона для самосогласованного электрического поля. Суммарная скорость заряженных частиц складывается из трех компонент: конвективной, диффузионной и составляющей, связанной с подвижностью.

В начальный момент времени на изолированную пластину подается импульс потенциала и методами последовательных итераций по времени рассчитывается возмущение тока вблизи пластины, включающая распределение концентраций заряженных частиц, электрических полей и токов на пластине. По кривой зависимости тока от потенциала определяется потенциал «плавающего» тока, который равен потенциалу стенки в процессе вычислительных экспериментов получены значения потенциала стенки двигательной установки в зависимости от электрических параметров потока плазмы.

Литература.

1. Ягодников Д.А., Рудинский А.В. Диагностика ракетных и реактивных двигателей по характеристикам собственного электромагнитного поля продуктов сгорания, ТВТ, 55:5 (2017), 828–845; High Temperature, 55:5 (2017), 808–824

2. Котельников В.А., Котельников М.В. Зондовая диагностика плазменных потоков. М. – Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая дисциплина», 2016, -С. 404.

К вопросу о многокритериалный оптимизации параметров малорасходных центробежных компрессоров

Мадиредди Тхилак
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Тимушев С.Ф.
МАИ, Москва; Ченнай, Индия
thilakmadireddy@gmail.com

В настоящее время актуальной проблемой является автоматизация процесса проектирования проточной части малорасходных центробежных компрессоров. Технология такого проектирования должна включать алгоритм многокритериальной оптимизации для достижения высоких энергетических характеристик при низком уровне пульсаций давления, вибрации и шума. Рабочее колесо центробежного компрессора отличается высоким уровнем неравномерности параметров потока в выходном сечении, которое приводит к дополнительным потерям энергии рабочей среды, пульсациям давления, генерации вибрации и шума. В этой связи следует признать полезным при оптимизации проточной части уделять внимание не только повышению КПД, но и снижению пульсаций давления на частоте следования рабочих лопаток (ЧСЛ). В малорасходных центробежных компрессорах относительный коэффициент расхода должен быть менее 0,045. Для проведения исследования по оптимизации параметров выбран малорасходный центробежный компрессор со следующими данными:

Расход воздуха 0,14 кг/с, степень повышения давленияπk – 1,4025, температура на входе – 293 К, угловая частота вращения – 4398 радиан в секунду, к.п.д. – 0,698,наружный диаметр колеса - 110мм, периферийный диаметр входа – 53мм, диаметр выхода из безлопаточного диффузора – 170мм

Разработана трехмерная твердотельная геометрия проточной части компрессора, которая параметризирована для реализации многопараметрической оптимизации. В качестве параметров оптимизации выбраны основные геометрические параметры рабочего колеса малорасходного центробежного компрессора: наружный диаметр колеса, диаметр входа,диаметр втулки, радиус скругления основного ипокрывного диска колеса, ширина канала РК на выходе, осевая длина РК, углы установки лопаток на входе и выходе колеса.

В качестве критериев оптимизации выбраны КПД и амплитуда пульсаций давления ЧСЛ на выходе рабочего колеса.

Оптимизация геометрии лопаток двухступенчатого насоса с целью повышения его КПД

Максимов А.Д., Чубенко Т.А., Волков А.А.
Научный руководитель — Зубанов В.М.
СНИУ им. С.П. Королёва, Самара
asddsa2014@mail.ru

Насосы являются неотъемлемой частью как промышленного производства, так и повседневной жизни человека. Особое место занимают шнекоцентробежные насосы, подающие жидкие компоненты в камеру ракетного двигателя. В этом случае насос должен иметь высокие КПД и надежность в эксплуатации. Известно, что более 70% аварий в ЖРД происходят из-за поломок в турбонасосных агрегатах. Первоначально, геометрия насосов проектировалась по теоретическим и эмпирическим зависимостям, полученным путем дорогостоящей экспериментальной разработки двигателя. Современные CFD программы позволяют создавать модели рабочего процесса насоса, которые после проверки достоверности результатов моделирования могут быть использованы для изучения влияния параметров насоса на его производительность.

В связи с вышеизложенным была поставлена цель оптимизировать геометрию лопаток шнекоцентробежного насоса с помощью современных средств численного моделирования с целью повысить КПД насоса при незначительном изменении напора насоса.

В качестве предмета исследования был принят высокопроизводительный насос горючего, основными параметрами которого были:

• скорость ротора высокого давления - 13300 об / мин, скорость вращения ротора низкого давления - 3617 об / мин;

• полное давление на входе - 0,4 МПа;

• массовый расход на выходе - 132,6 кг / с на номинальном режиме;

• рабочее тело – вода, для которой имелись экспериментальные данные проливок насоса.

Вначале была оценена сеточная сходимость и проведена верификация CFD-модели с экспериментальными данными: напор совпадает с точностью 6,9%, а внутренний КПД – с точностью 2,0%. После анализа результатов были выявлены вихревые области, расположенные:

• периферия входной кромки шнека низкого давления и шнека высокого давления;

• периферия передней кромки рабочего колеса низкого давления;

• область ближе к выходному отверстию рабочего колеса низкого давления на ступице;

• зона застойного вихря вблизи рабочего колеса низкого давления.

Вихри в области периферии шнеков обусловлены их геометрией. Таким образом, снизив интенсивность остальных вихрей, можно увеличить КПД и напор насоса. Это можно достичь изменением геометрии лопаток крыльчатки низкого давления (КНД), крыльчатки высокого давления (КВД) и переходного канала (ПК) между ступенями.

В качестве программы-оптимизатора использовалась программа IOSO. Алгоритм оптимизации требует многократного обращения к CFD-модели. В связи с этим было проведено изучение возможностей упрощение её для увеличения скорости расчётов:

- сравнение результатов моделирования с кавитацией и без;

- сравнение результатов моделирования в стационарной и нестационарной постановке;

- изучение возможности оптимизации без осенесимметричных входного и выходного устройств;

- изучение поведение характеристик в зависимости от размерности сеточной модели.

В результате этих исследований была принята CFD-модель без кавитации в стационарной постановке с входными и выходными устройствами, со вторым уровнем облегчения сеточной модели (B2B-2). Для окончательного оптимального варианта конструкции насоса был выполнен расчёт с настройками базовой сеточной модели.

В результате оптимизации, после более чем 200 обращений к CFD-модели был получен вариант геометрии лопаток КНД, КВД и ПК, который обеспечил увеличение КПД насоса на

3,1-4,5% и напора на 0,4-3,9% в зависимости от режима работы насоса и граничного условия на выходе. Сравнение окончательного варианта проводилось для двух граничных условий на выходе: массовый расход (Mass Flow) и открытое статическое давление (Opening Pressure).

Значительному изменению подверглась лопатка переходного канала, коэффициент восстановления полного давления которого увеличился с 0,7 до 0,91. Также незначительно увеличился КПД крыльчатки высокого давления и коэффициент восстановления полного давления в выходном устройстве. В тоже время КПД крыльчатки низкого давления и шнека высокого давления снизились. Несмотря на это, КПД и напор насоса увеличились. По-видимому, причиной этому является более согласованная работа элементов насоса.

Для лопатки крыльчатки высокого давления был проведен прочностной расчёт в ANSYS Mechanical. Установлено, что коэффициент запаса снизился с 1,49 до 1,38.

Таким образом, была проведена оптимизация двухступенчатого насоса горючего, в результате которой были повышены КПД насоса на 3,1-4,5% и напор на 0,4-3,9%.

В дальнейшем планируется оптимизация сопряженной газодинамической и прочностной модели.

Двухконтурное сопло с регулируемой высотностью

Маслов А.И.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Семенов В.В.
МАИ, Москва
poloniqum@gmail.com

Доклад посвящен изучению тяговых характеристик круглых сопел ракетных двигателей, обладающих высотной компенсацией.

Как известно, сопла ракетных двигателей имеют фиксированную степень расширения. Поэтому из-за неизменности давления на его срезе и переменного по высоте атмосферного давления бóльшую часть траектории полета сопла работают на нерасчетных режимах – на режимах недорасширения.

С целью повышения среднего по траектории полета удельного импульса круглого «земного» сопла предложено снабдить его высотным круглым насадком, в результате чего сопло становится двухконтурным.

Проведен с использованием сертифицированной программы «ANSYS» вычислительный эксперимент по исследованию тяговых характеристик двухконтурного сопла. Все расчеты проведены при давлении в камере 262 атм., давлении на срезе сопла 0,7 атм., давлении в выходном сечении насадка 0,2 атм. и коэффициенте адиабаты - $\gamma = 1{,}18$. В качестве топлива используется пара: керосин +кислород.

Показано, что в двухконтурном сопле при его работе вблизи Земли происходит отрыв потока газа на изломе контура, а на высоте – включается в работу высотный насадок, в результате чего ракетный двигатель, снабженный двухконтурным соплом, вблизи Земли работает как «земной» ракетный двигатель, а на высоте – включается в работу высотный насадок, создающий дополнительную тягу.

Обоснование геометрических размеров топливного элемента со звездообразным каналом

Морель Д.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Арсентьева М.В.
ТулГУ, Тула
dimc1998@gmail.com

В настоящее время для разработки и создания двигателей летательных аппаратов применяются системы автоматизированного проектирования, позволяющие облегчить работу инженера и дать ему визуальное представление о будущем изделии. В соответствии с

полученной информацией разработчик имеет возможность вносить изменения в проект будущего изделия, тем самым, придавая ему оптимальные характеристики, руководствуясь имеющимися исходными данными.

Например, при проектировании двигательной установки (ДУ) необходимо выбрать форму топливного элемента (ТЭ) в соответствии с поставленной задачей, а для выбранной формы следует вычислить оптимальные геометрические характеристики, которые позволят использовать ДУ максимально эффективно.

Выбор формы топливного заряда главным образом зависит от вида желаемого характера кривой давления по времени. Если функционирование ДУ подразумевает постоянство тяги двигателя во времени, то применяют ТЭ с постоянной площадью поверхности горения. Давление в камере при горении таких элементов практически неизменно в течение всего времени работы двигателя. Одним из таких зарядов является заряд с каналом, имеющим форму «звезды».

Для автоматизации процесса проектирования и ускорения производственных процессов изготовления топливных зарядов была разработана программа. В качестве исходных данных в программу задаются следующие параметры: начальная наименьшая толщина горящего свода элемента, внутренний диаметр камеры сгорания, число лучей звезды, угол среза вершины луча и угол при вершине выступа. Результаты расчета выводятся на экран в виде числовых значений и геометрии спроектированного ТЭ. Также на экране отображаются координаты узлов канала.

Определение параметров ТЭ при проектировании осуществляется по алгоритму, приведенному в работе [1]. Для построения геометрии заряда на экране используются формулы аффинных преобразований на плоскости [2]. Чтобы построения были выполнены, необходимо вычислить координаты характерных точек ТЭ. Сначала вычисляются координаты начала и конца отрезка. Далее происходит поворот отрезка. В итоге полученный отрезок отображается на экране. Затем отрезок поворачивается на угол, зависящий от числа лучей звезды. В результате определяются все координаты точек канала, и отображается его геометрия.

Функция сохранения координат точек в соответствующих форматах файлов позволяет импортировать спроектированную геометрию ТЭ в программу визуализации Viz2 и создать расчетную сетку для моделирования горения ТЭ либо в один из CAD пакетов для создания 3D модели.

Для оптимизации формы заряда применяется коэффициент оптимальности, который соответствует отношению относительного изменения поверхности горения до образования дегрессивно догорающих остатков к коэффициенту остатка топлива [3].

Таким образом, получена возможность выбора оптимальных геометрических характеристик ТЭ, что повышает производительность ДУ и позволяет использовать её более эффективно.

Список использованных источников

1. Морель Д.А. Автоматизированное проектирование топливного элемента с каналом звездообразной формы // Всероссийская научно-техническая конференция студентов, магистрантов, аспирантов и молодых ученых “Техника XXI века глазами молодых ученых и специалистов”: материалы докладов. Тула: Изд-во ТулГУ, 2017. С.246-251.

2. Морель Д.А. Использование аффинных преобразований при визуализации в процессе автоматизированного проектирования топливного элемента со звездообразным каналом // Современные проблемы математики и механики глазами студентов: статьи, тезисы и доклады студентов на региональной научно-технической конференции. Вып.12. Тула: Изд-во ТулГУ, 2017. С.48-51

3. Арсентьева М.В., Морель Д.А. Определение оптимальных размеров топливного элемента с каналом звездообразного сечения // Международная молодежная научная конференция «XIV королевские чтения», посвящённая 110-летию со дня рождения академика С. П. Королёва, 75-летию КуАИ- СГАУ-СамГУ-Самарского университета и 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника Земли: сб. трудов: Изд-во Самарского университета, 2017. В 2 т., т.1 С.403-404.

Особенности конструкции детонационной камеры сгорания ЖРД

Морозов Е.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Козлов А.А.
МАИ, Москва
smilefatal@gmail.com

Согласно проведенному анализу работ по детонационному горению наиболее перспективной конструкцией камеры сгорания ЖРД, работающего на детонационном режиме горения, является цилиндрическая кольцевая камера (щелевая). Подобная конструкция подходит для использования газообразных, двухфазных и жидких компонентов топлива.

Целью готовящегося эксперимента является получение стационарного детонационного горения в щелевой камере сгорания на базе огневого стенда МАИ, осуществление измерений тяги для получения представления об эффективности данного горения. Измерение полученной тяги будет происходить с помощью тягоизмерительного устройства, установленного на стенде. Компонентами топлива выбраны газообразный или жидкий кислород и керосин.

Камера состоит из внешней стенки, смесительной головки, центрального тела, датчиков давления и температуры. Горение происходит в пространстве между внешней стенкой и центральным телом. Внешняя стенка и центральное тело выполнены охлаждаемыми, так как тепловые потоки при детонационном горении настолько большие, что при кратковременной работе (около 2 секунд) детонационной камеры сгорания наблюдается оплавление и выгорание конструкции камеры. Для охлаждения выбрана вода. Воспламенение обеспечивается применением искровой свечой. Конструкцию усложняют предусмотренные датчики температуры и давления.

В конструкции камеры сгорания предусмотрена возможность модульной сборки. Такая возможность необходима для отработки получения стационарного детонационного режима горения подбором необходимой геометрии камеры, размеров камеры сгорания и ее элементов. Для этого будут заменяться смесительная головка, центральное тело на другие, имеющие отличную геометрию. Элементы камеры сгорания предусматривают изготовление из нержавеющей стали.

При получении положительных результатов планируется дальнейшая отработка стационарного детонационного горения на разных вариантах конструкции камеры, определение влияния конструктивных элементов и параметров на стационарность режима, а также определения способов повышения эффективности детонационного ЖРД.

Применение термовакуумного метода для испарения жидкости

Пешкова Е.А.
Научный руководитель — Прусова О.Л.
ОмГТУ, Омск
evgeshka2330@mail.ru

Для повышения качества контроля герметичности топливных емкостей ракет, а также устранения возможности коррозии после очистки и промывки, нужно удалять остатки жидкости с поверхности топливных емкостей. Существует также необходимость удалять остатки токсичного топлива из баков ракет во время полета. Падение на поверхность Земли отработавших ступеней ракет с остатками топлива в баках пагубно влияет на экологическую ситуацию в районе падения ступени. Один из возможных способов удаления остатков жидкости из баков и других емкостей – их газификация. Способов газификации жидкости в настоящее время известно множество.

В работе [1] описываются экспериментальные исследования конвективного испарения воды и авиационного керосина. В ходе исследования были проведены эксперименты по

испарению равномерной пленки жидкости с поверхности типа «зеркало» и капли жидкости с пластины. Экспериментальный стенд позволяет смоделировать термодинамические процессы, происходящие в баках ступеней ракет-носителей в условия невесомости. По результатам исследований были построены графики зависимости температуры модельной жидкости от времени, графики зависимости толщины слоя пленки жидкости от времени теплового воздействия, график зависимости площади капли модельной жидкости от времени.

В [2] разработаны аналитические и физические модели газификации для модельных жидких топлив. Численное и экспериментальное моделирование процессов тепло- и массопереноса проводилось для конвективного и облучающего (от подложки) теплообмена при течении горячего потока газа (теплоносителя) в замкнутый объем с остатками жидкости. Было проведено сравнение аналитических и физических моделей процесса испарения: авторы данной работы находят удовлетворительным их совпадение на многих этапах процесса.

Метод улучшения физического моделирования предлагается в [3] на примере моделирования процесса испарения жидкости, происходящем при ультразвуковом и конвективном воздействиях при различных граничных условиях расположения жидкости на твердой поверхности («капля», «зеркало»). В данном исследовании используется модернизированный экспериментальный стенд, который повышает надежность, точность и объективность получаемых результатов. Следует отметить, что критерии, принятые в ходе физического моделирования теплообмена при испарении жидкости, являются простыми, универсальными, а также их можно применять для довольно широкого класса сложных систем.

В работе [4] проведены теоретические исследования кинетики процесса испарения свободной жидкости (воды) с поверхности при термовакуумном воздействии. Решена основная система уравнений процесса, найден поток жидкости с единицы площади.

В заключении нужно отметить, что в настоящее время активно ведутся исследования, как теоретические, так и экспериментальные, посвященные вопросам испарения жидкости с поверхности (часто непористой, как стенки бака ракеты), что также говорит об актуальности данной проблемы.

Однако, например, в [1, 3] не была разработана математическая модель газификации жидкости, а также не рассмотрено термовакуумное воздействие на процесс испарения жидкости, только конвективное и ультразвуковое. В [2] не рассмотрено влияние вакуума на процесс газификации жидкости. В [4] процесс испарения рассматривается для квазистационарного режима сушки, и нет решений, зависящих от времени и изменения параметров среды.

Одним из широко применяемых в настоящее время методов сушки (особенно пористых поверхностей) является термовакуумный метод. Он применяется в различных отраслях промышленности: от пищевой и медицинской до угольной промышленности. Поэтому в дальнейшем планируется провести теоретическое и экспериментальное исследование процесса термовакуумного испарения жидкости.

Библиографический список

1. Trushlyakov, V. I. An experimental investigation of convective heat transfer at evaporation of kerosene and water in the closed volume / V. I. Trushlyakov, I. Y. Lesnyak, L. Galfetti // Thermophysics and Aeromechanics. – 2017. – Vol. 24, № 5. – P. 771–781.

2. Trushlyakov, V. Theoretical and experimental investigations of interaction of hot gases with liquid in closed volume / V. Trushlyakov, S. Lavruk // ActaAstronautica. – 2015. – № 109. –P. 241–247.

3. Trushlyakov, V. I. Evaporation of a Model Liquid / V. I. Trushlyakov, V. Yu. Kudentsov, I. Yu. Lesnyak, K. A. Rozhaeva, S. A. Lavruk, M. M. Dron', and K. I. Zharikov // Russian Engineering Research. – 2017. – №. 10. – P. 14–17.

4. Слёзнов В.В., Кутовой В.А., Николайчук Л.И. К теории испарения воды при термовакуумной сушке // Пром.теплотехника. – 2006. – Т. 28, № 5. – С. 54-58.

Исследование актуальности разработки системы термостатирования транспортно-пускового контейнера для наноракет

Саакян Я.В.
Научный руководитель — Мельничук В.Н.
МАИ, Москва
janisbog@mail.ru

Для вывода малых космических аппаратов (МКА) в прошлом и настоящее время в основном использовались существующие ракетные комплексы и ракеты космического назначения (РКН) типа «Союз», «Протон». Малый космический аппарат выводились в космос как попутный груз, как «довесок» к основной полезной нагрузке, которая измерялась от сотни килограмм до нескольких тонн. Либо выводились с борта МКС буквально в «ручном» или полуавтоматическом режиме с катапульты. Основными недостатками таких систем, с точки зрения МКА, являются ограниченность выбора необходимых для заказчика параметров орбиты, достаточно сложные системы адаптации полезного груза и средств разведения МКА, усложнение баллистических расчетов.

Таким образом, появляется попытка создания универсальной транспортной системы с воздушным стратосферным стартом РКН нано класса для выведения МКА с самолетов-носителей с широким диапазоном скоростей.

В данном контексте под наноракетой подразумевается твердотопливная ракета способная обеспечивать вывод полезной нагрузки от 10 до 100 килограмм. В связи с типом топлива данной ракеты возникает потребность в обеспечение температурно-влажностного режима для РКН, а как решение – создание системы термостатирования транспортно-пускового контейнера (ТПК).

Система термостатирования (СТ) может обеспечивать как нагрев, так и охлаждение транспортно-пускового контейнера, если говорить об универсальности контейнера и пригодности его использования для различных средств воздушного базирования (самолет-носитель до или сверхзвуковой). Но самая главная и основная задача СТ – это, безусловно, поддержание оптимального температурно-влажностного режима для ракеты путем подачи теплоносителя или хладагента в кольцевой канал ТПК. Двигатель данной ракеты работает на твердом топливе, на которое очень сильно и пагубно влияют перепады температур, из-за чего происходит прогар, а, следовательно, сжигание топлива происходит неравномерно, двигательная установка работает не стабильно, что ведет к потери импульса и ускорения РН.

Локацией базирования ТПК при готовности к пуску наноракеты является высота примерно в 10 километром. Как известно, на такой высоте температура окружающей среды резко отличается от той, которой мы привыкли, то есть, если говорить о запуске ракеты космического назначения в летнее время при теплой погоде, то подняв ракету температура будет порядком отличаться – там будет отрицательная температура. Этот фактор является ключевым к созданию СТ, а популярность микро спутников в последнее время является актуальностью для разработки новых СТ для ТПК.

Анализ пневмогидросистемы двигательной установки (ПГС ДУ) и порядок проведения испытаний

Филиппов Н.С.
Научный руководитель — доцент, Хопин П.Н.
МАИ, Москва
neylon175@gmail.com

Анализ пневмогидросистемы двигательной установки (ПГС ДУ) и порядок проведения испытаний.

Объектом испытаний является ПГС предназначенная для подачи компонентов топлива в камеру сгорания двигателя.

Пневмогидравлическая система является важнейшим элементом летательных аппаратов, оснащённых жидкостными ракетными двигательными установками (ЖРДУ), которая обеспечивает заправку летательного аппарата (ЛА) основными компонентами топлива; хранение запаса компонентов топлива и рабочих тел ПГСП и автоматики ЛА на борту без изменения химических и физических свойств в заданном диапазоне параметров; предстартовый и основной наддув топливных баков; подачу компонентов топлива в камеру сгорания (КС) с заданными параметрами на протяжении всего времени работы ДУ.

По функциональному значению ПГС можно разделить на следующие системы:

- Подачи топлива;
- Наддува топливных баков;
- Запуска;
- Остановки;
- Регулирования;
- Вспомогательные (заправки, блокировки, продувки, аварийного слива и др.) [1].

Для испытания ПГС выбираются гидропроливочные испытания ИКТ.

Испытания проводятся с помощью стендовых элементов системы наддува (СН). В качестве источника наддува используется штатный газ наддува – гелий, размещенный в штатном шаробаллоне. Для обеспечения безопасности, в качестве имитатора криогенного компонента – кислорода, был использован близкий к нему по температуре ожижения нейтральный продукт - жидкий азот. В стендовом термостате размещен шаробаллон с гелием, который в штатном варианте находится в баке с жидким кислородом.

С целью обеспечения необходимого количества газа наддува, предварительно должен быть проведен расчет параметров «горячего» наддува топливных баков гелием. При этом в качестве ИКТ применяется обессоленная вода по ГОСТ.

При гидропроливочных испытаниях проверяются:

- правильность адресовки магистралей ПГС;
- функционирование бортовой арматуры ПГС;
- соответствие фактической пропускной способности бортовых магистралей изготовленной материальной части значениям, регламентированным требованиями конструкторской документации.

В работе рассмотрено проведение испытаний ПГС ДУ, так как обеспечение качественных и точных испытаний на всем этапе создания ракеты космического назначения (РКН) необходимо, из-за высоких стоимостей запусков РКН.

Влияние типа турбин на виброактивность бустерного насосного агрегата ЖРД

Фролов А.А.
Научный руководитель — д.т.н. Тимушев С.Ф.
МАИ, Москва
mokscha13@mail.ru

Влияние типа турбин на виброактивность бустерного насосного агрегата ЖРД

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

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

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

Различают такие источники гидродинамической вибрации как:

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

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

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

Список использованных источников

1. Васильев В.А., Чегурко Л.Е. Исследование вибрации ротора и пульсации давления жидкости в центробежном насосе.-- Химическое и нефтяное машиностроение, 1979, №5.
2. Зотов Б.Н. Вибрация на лопаточных частотах в центробежных насосах с одинаковым числом лопастей колеса и лопаток отвода. - В кн.: Лопастные насосы./ Под ред. Грянко Л.П., Папира А.Н. Л.: Машиностроение, 1975.
3. Трунин Е.С., Тараканов В.М. - Нормирование вибрации турбоагрегатов, 2003.
4. Людвиницкая А.Р. Аюпов А.И. Способы снижения вибрации насосных агрегатов // google academy

К проблеме о снижении тонального шума ТРДД

Чернова А.В.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Тимушев С.Ф.
МАИ, Москва
anka.chernow@icloud.com

Снижение шума лопаточных машин – насосов, вентиляторов, компрессоров представляет собой серьезную инженерную проблему. Например, шум вентилятора авиационного двигателя по-прежнему доминирует на режимах взлета и набора высоты, поэтому снижение шума вентилятора является необходимым условием удовлетворения самолета требованиям стандартов ИКАО.

Главной задачей работы комитета ИКАО по защите окружающей среды от воздействия авиации (КАЕП) является обеспечение комфортной обстановки населению, подвергающемуся воздействию авиационного шума и вредных веществ. Путем ограничения допустимого уровня шума самолетов и эмиссии вредных веществ КАЕП инициирует производителей авиационной техники внедрять новейшие технологии снижения шума в их конструкцию.

Система международных перевозок гражданской авиацией регламентируется требованиями международной организации гражданской авиации (ИКАО) для шума на

местности. ИКАО ужесточает свои требования к 2018 году на 7 EPNdB в сумме для трех контрольных точек.

В современном газотурбинном двухконтурном двигателе с высокой степенью

двухконтурности вентилятор является не только основным источником шумности двигателя, но и основным источником акустической энергии.

В основе аэродинамического шума вентилятора турбореактивного двигателя лежат детерминированные и случайные процессы, характеризующие силовое взаимодействие лопаток рабочего колеса и спрямляющего аппарата с потоком воздуха. Это взаимодействие осуществляется в процессе преобразования энергии вращения лопаток рабочего колеса в энергию движения среды через рабочее колесо, при взаимодействии потока с лопатками спрямляющего аппарата, при прохождении твердого тела лопаток через упругую воздушную среду.

В соответствии с терминологией, установившейся в акустике лопаточных машин, общее акустическое излучение ступени вентилятора подразделяется на шум вращения и вихревой шум. Первый обусловлен силовым взаимодействием лопаток рабочего колеса и спрямляющего аппарата с воздушным потоком, а второй связан с излучением от турбулентного пограничного слоя на обтекаемой поверхности лопаток и от турбулентного следа за лопатками. В свою очередь шум вращения включает в себя шум от аэродинамической нагрузки и шум вытеснения. Шум вращения может значительно усиливаться при сверхзвуковых относительных скоростях на лопатках, когда перед ними образуется система ударных волн, а также при взаимодействии лопаток рабочего колеса и спрямляющего аппарата с неоднородностями в потоке.

В настоящее время наиболее эффективным средством снижения шума являются многослойные звукопоглощающие конструкции (ЗПК), которые размещаются на внутренней поверхности воздушных каналов. Оптимальные параметры звукопоглощающих конструкций (ЗПК) и их расположение может быть определено многопараметрическими вычислениями пространственных звуковых полей для каждой искомой тональной компоненты. Для практического решения этой задачи предлагается новый высокоэффективный метод численного моделирования 3-мерных тональных акустических полей на частотах следования лопаток и их высших и комбинационных гармониках, генерируемых вентилятором авиационного двигателя. Он может быть также использован для расчета шума, создаваемого лопаточными машинами в компьютерных устройствах, системах кондиционирования. Этот метод базируется на прямом решении Фурье - преобразованного волнового уравнения в комплексных переменных с учетом конвекции в декартовой системе координат с граничными условиями в форме комплексного импеданса. Источник шума может быть получен методом акустико-вихревой декомпозиции.

Исследование положения скачка уплотнения в ракетном двигателе при использовании цилиндрического кормового диффузора с применением программного комплекса ANSYS CFX

Чубенко Т.А., Максимов А.Д.
Научный руководитель — Зубанов В.М.
СНИУ им. С. П. Королёва, Самара
chubenkott@mail.ru

Перед принятием ракетного двигателя (РД) к работе необходимо проводить испытания для определения и подтверждения их характеристик и показателей надежности. Один из видов проведения испытания РД – высотные испытания, где в свою очередь одним из главных элементов является кормовой диффузор.

Применение кормового диффузора расширяет возможности вакуумной системы стенда для обеспечения высотных огневых испытаний ЖРДМТ. При одинаковых условиях эксперимента вакуумные системы с кормовым диффузором позволяют значительно

увеличить длительность испытаний ЖРДМТ на стенде с обеспечением безотрывного течения продуктов сгорания в соплах, эффективно использовать стенд для изучения воздействий различных факторов на работоспособность двигателя.

Цель исследования - подобрать значение давления на выходе из кормового диффузора для обеспечения режима безотрывного течения продуктов сгорания в сопле испытуемой модели ЖРДМТ. Параметры исследуемого двигателя: pk=0,68 МПа, $\dot{m}$=22 г/с, P=50 Н, IУ=3300 м/с, αок=0,85, компоненты топлива НДМГ и АТ.

Для исследования положения скачка уплотнения была построена в программе NX 7.5 геометрия камеры ракетного двигателя с диаметром на выходе 61 мм и цилиндрического кормового диффузора диаметром 66 мм. Расстояние между выходом из сопла и входом в диффузор принято равным нулю, граница между выходным диаметром двигателя и входным диффузора моделировалась в виде стенки (весь расход рабочего тела поступал в диффузор). Для уменьшения времени расчёта использовалась 20-градусная секторная модель камеры. Создание сеточной модели выполнялось в программе ANSYS Meshing. Сетка состояла из 0.5 млн. элементов, параметр скошенности ячеек Skewness был более 0,94.

Для определения массового соотношения компонентов в камере сгорания был проведен термодинамический расчёт в программе TERRA. Мольные концентрации были переведены в массовые, при этом пренебрегли ионами, электронами и веществами, массовая доля которых составила менее 10-10.

Расчёт течения рабочего тела проводился в программе ANSYS CFX с замороженным течением в стационарной постановке по методике. Сходимость решения оценивалось по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения. Было проведено исследование положения скачка уплотнения в ракетном двигателе малой тяги при использовании цилиндрического кормового диффузора при изменении давления на выходе из диффузора.

Значение давления на выходе из диффузора, при котором скачок уплотнения находился на срезе сопла камеры, составил 15,5 кПа. Изменение значения уровня тяги двигателя остановилось при длине диффузора 74 мм, и составило 7,8%. Таким образом, для правильного определения уровня тяги двигателя в нашем случае необходима длина диффузора более 1 калибра выходного сечения сопла.

Секция №2.4 Электроракетные двигатели

Расчётные исследования высокочастотного ионного двигателя мощностью 400-500 Вт

Ахметжанов Р.В., Каширин Д.А.
Научный руководитель — к.т.н. Обухов В.А.
МАИ, Москва
ahmetzhanov1991@mail.ru

В настоящее время тенденция применения электрических ракетных двигателей (ЭРД) на борту малых космических аппаратов (МКА) является актуальной. ЭРД, являясь исполнительными органами системы управления орбитальным движением МКА, могут решать задачи довыведения космических аппаратов на целевые орбиты, поддержания и изменения орбитального положения аппарата, в том числе и в составе группировки МКА и ориентации аппарата. Применение ЭРД на борту МКА может существенно повысить срок активного существования аппарата [1].

Ионные двигатели обладают более высоким ресурсом и удельным импульсом тяги по сравнению с другими типами ЭРД [2]. В настоящее время в МАИ ведутся работы по созданию высокочастотного ионного двигателя ВЧИД-11 с внутренним диаметром газоразрядной камеры 110 мм. Потребляемая мощность разрабатываемого ВЧИД составляет 400 - 500 Вт. В ходе работ использовался опыт полученный при разработке двигателя ВЧИД ММ, созданного совместно МАИ и АО КБХА [3].

Двигатель ВЧИД-11 планируется использовать для довыведения МКА на целевые орбиты и для использования на борту низколетящих МКА. В работе представлены результаты расчета основных характеристик двигателя ВЧИД-11 и результаты моделирования процесса извлечения и ускорения ионного пучка в ионно-оптической системе двигателя. Приведено сравнение полученных результатов с имеющимися отечественными и зарубежными аналогами. Представлен анализ области применения разрабатываемого двигателя.

В ближайшее время в НИИ ПМЭ МАИ будет создан и испытан макет разрабатываемого двигателя с целью подтверждения основных расчетных характеристик.

Работа выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы "Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы" (Соглашение №14.577.21.0248. Уникальный идентификатор работ (проекта): RFMEFI57717X0248

Список использованных источников:

1. Л.А. Макриденко, К.А. Боярчук. Микроспутники. Тенденции развития. Особенности рынка и социальное значение // Вопросы электромеханики, том 102, с. 12-27, 2005г.

2. Goebel D., Katz I. Fundamental of electric propulsion: Ion and Hall Thrusters. // JPL Space and Technology Series. 2008.

3. Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Дронов П.А., Дьяконов Г.А., Иванов А.В. Высокочастотный ионный двигатель малой мощности. Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2015. Т. 16. № 2. С. 378-385

Сравнительный анализ химических и электрических ракетных двигателей

Богданов А.С.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Целищев В.А.
УГАТУ, Уфа
antbog2008@yandex.ru

Ракетные двигатели (РД) – это такой тип двигателей, для работы которых не требуется взаимодействие с окружающей средой. Рабочее тело, а также источник энергии находятся непосредственно в корпусе двигателя. Среди основных характеристик РД особенно важным является удельный импульс (удельная тяга). Данный параметр характеризуется как отношение величины реактивной тяги к массе расходуемого рабочего тела за единицу времени.

Классификация ракетных двигателей довольно обширна, и каждый вид отличается не только конструктивными особенностями, но также и принципом работы. Среди всего многообразия на сравнение вынесены два кардинально различных двигателя: химический РД и электрический РД.

Химические ракетные двигатели (ХРД) в качестве рабочего тела используют химическое топливо. В таких двигателях энергия топлива преобразуется в тепловую энергию в результате экзотермической реакции. ХРД подразделяются на твердо- (РДТТ) и жидкотопливные (ЖРД).

РДТТ содержит в корпусе, а по совместительству и камере сгорания, топливо и окислитель в твердом состоянии. К преимуществам такого РД можно отнести: простоту конструкции, невысокую цену и надежность. Недостатками являются: ограничение по времени работы, невозможность многократного использования и небольшой удельный вес. Области применения РДТТ: баллистические ракеты, боковые ускорители космических ракет, ПЗРК и т.д.

ЖРД работают на топливе и окислителе, находящихся в жидком агрегатном состоянии в разных резервуарах. Достоинством такого типа двигателей являются: высокий показатель удельной тяги, возможность ее регулирования, компактность. Недостатки: сложность конструкции, для осаждения жидкости в невесомости требуются дополнительные источники энергии. Основная область применения ЖРД – космонавтика.

Электрические ракетные двигатели (ЭРД) работают за счет преобразования электрической энергии в направленную кинетическую энергию частиц. ЭРД может быть электротермическим, электростатическим, электромагнитным или импульсным. ЭРД характеризуются малым массовым расходом рабочего тела и высокой скоростью истечения ускоренного потока частиц. Нижняя граница скорости истечения примерно совпадает с верхней границей скорости истечения струи химического двигателя и составляет около 3 000 м/с. Верхняя граница теоретически неограничена (в пределах скорости света). К недостаткам можно отнести: высокое потребление энергии, сложность конструкции, небольшая тяга.

Впервые идея использования ЭРД была выдвинута Циолковским К.Э. Позже, в 30-е годы XX века, под руководством Глушко В.П. был запущен первый действующих ЭРД. В сравнении с другими РД ЭРД позволяет увеличить срок активного использования ракеты. Существенное снижение массы двигательной установки позволяет увеличить полезную нагрузку, либо же сократить длительность полета к дальним планетам.

Сравнивая рассмотренные типы РД можно сделать вывод о том, что ЭРД имею малую тягу в сравнении с ХРД. Однако ХРД требуется большое количество топлива, следовательно, они работают коротким промежуток времени. ЭРД напротив имею продолжительное время работы и за большое время способны разогнать космический аппарат до огромных скоростей. Поэтому ЭРД лучше всего подходят для преодоления больших расстояний с малой тягой, а ХРД — для быстрых перелетов на короткие расстояния.

Применение пассивной и активной защиты для космических аппаратов в околоземном пространстве

Владенков А.В., Ивакин С.В., Метельников А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Авдеев А.В.
МАИ, Москва
1286maison@mail.ru

Одним из требований к выводимым на околоземные орбиты (КА) является обеспечение требуемой вероятности «непробоя» корпуса космических станций ФКМ 0,95..0,998 [1]. Однако, рост популяции ФКМ на наиболее используемых орбитах в 1,1..1,4 раза в год [2] уже не позволяет обеспечить требуемые вероятности «непробоя» использованием лишь пассивной защиты КА. Поэтому необходима разработка активной защиты КА.

Цель работы: определить область применения КА с лазерной энергоустановкой (ЛЭУ) для активной защиты КА на низких околоземных орбитах.

Проведенный анализ показал, что наиболее опасными по столкновениям являются орбиты с высотами (700..1400) км и наклонениям (55..105) град и группа ФКМ с размером 1..2,5 см. Во-первых, высокие скорости столкновения ~ 10 км/с позволяют ФКМ данной группы «пробивать» корпус КА эквивалентный листу алюминия толщиной 6,6 см. Во-вторых, данные орбиты активно используются для спутников связи и научных исследований. В общей сложности на данных орбитах базируются около 7000 КА [3].

Плотность потока ФКМ с размером (1..2,5) см в 2017 составляет 2,5·10-3 м-2год-1. Прогнозы показывают, что постоянный рост популяции ФКМ с размером 1..2,5 см приведет к повышению плотности потока ФКМ к 2024 до 5,5·10-3 м-2год-1, а вероятности столкновения увеличатся примерно в 2 раза по сравнению с 2017 годом.

Так, вероятность столкновения КА с размерами (0,5x0,5x0,5) м и времени жизни на орбите 5 лет с ФКМ размерами (1..2,5) см в 2017 составляет 0,015. В 2024 вероятность увеличится до 0,025. Для аналогичного КА с временим жизни на орбите 10 лет вероятности увеличиваются в 1,8 раз.

Полученные в работе результаты позволяют определить требования к продолжительности миссии и параметрам КА с ЛЭУ для активной защиты КА на опасных орбитах.

Литература:

1. Handbook for Designing MMOD Protection
2. ГОСТ Р 25645.167-2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. М.:Стандартинформ, 2005.
3. Вениаминов 2013

О зависимости толщины слоя ионизации и ускорения от плотности расхода ксенона в ускорительном канале

Захарченко В.С.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Хартов С.А.
МАИ, Москва
vladd18@ro.ru

Стационарные плазменные двигатели уже долгое время успешно применяются для решения задач коррекции орбит космических аппаратов. Масштабы их применения возрастают и круг решаемых задач расширяется. В связи с этим требуются разработки новых двигателей с новыми выходными параметрами и повышенным ресурсом. Для разработки новых двигателей и реализации новых возможностей необходимо дальнейшее совершенствование организации рабочих процессов и совершенствование конструкции двигателя, в первую очередь, с целью повышения его удельного импульса тяги и ресурса.

Одной из важных особенностей СПД является возникновение в его разряде слоя ионизации и ускорения (СИУ), в котором происходят наиболее важные процессы. Знание положения названного слоя и его толщины позволяет определять области интенсивного взаимодействия ускоренных ионов со стенками ускорительного канала (зон эрозии), определяющих ресурс двигателя. Если принять, что концентрация атомов в слое пропорциональна плотности массового расхода в ускорительном канале и что зоны эрозии отражают положение СИУ, то с использованием существующих экспериментальных данных можно попытаться определить зависимость толщины слоя от определяющих СИУ параметров, среди которых важнейшим является плотность расхода. При этом необходимо учитывать, что положение слоя ионизации и ускорения зависит от топологии магнитного поля, и, в частности, от распределения магнитной индукции вдоль ускорительного канала, конфигурации и наклона силовых линий магнитного поля, реализующихся в ускорительном канале на выбранных режимах работы двигателя. В работе [1] было проведено исследование, которое показало, что границы зон эрозии на разных стенках со стороны анода у разных моделей СПД, работавших на разных режимах, находятся в первом приближении на одной «граничной» силовой линии. Были также построены зависимости значений индукции на граничной силовой линии и срединной поверхности канала в зависимости от плотности расхода в этих моделях. Полученные данные показали, что, несмотря на значительное различие моделей по размерам и режимам работы, граничные значения магнитной индукции укладываются в единую зависимость, которая принималась в данной работе в качестве базовой. В качестве параметра, который использовался для характеристики границ зон эрозии, использовалось значение B* на срединной поверхности ускорительного канала, соответствующее «граничной» силовой линии магнитного поля, проходящей через границы зон эрозии стенок. Было предложено также объяснение того, что полученная зависимость отражает влияние плотности расхода ксенона на продольный размер (толщину) слоя ионизации и ускорения (СИУ). Однако в названой работе не удалось выявить зависимость толщины СИУ от плотности расхода.

С учетом изложенного в данной работе сделана попытка проанализировать зависимость толщины СИУ от плотности расхода с использованием отмеченных данных. За толщины СИУ для разных условий работы и разных двигателей принимались расстояния точек пересечения граничных магнитных силовых линий со срединной поверхностью канала от выходной границы СИУ. В качестве последней принималось сечение, смещенное в выходном направлении от сечения с максимальным значением индукции, в котором значение индукции составляло 0,95 от максимального ее значения на срединной поверхности. Названные расстояния определялись по зависимости B* от плотности расхода с использованием продольных распределений магнитной индукции для разных моделей СПД и базовой зависимости B* от плотности расхода. В результате строилась зависимость полученной толщины от плотности расхода. Полученная зависимость показала хорошее ее качественное соответствие с теоретической зависимостью по формуле А.В. Жаринова.

Данная статья подготовлена к печати при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках государственного задания Московскому авиационному институту (проект № 9.9055.2017/БЧ) и соглашения о предоставлении субсидии № 14.577.21.0231 от 29.09.2016.

Литература

1. Mitrofanova O.A., Gnizdor R.Yu. Influence of SPT magnetic field on life time characteristics of the thruster // paper IEPC-2013-51. 33rd International Electric Propulsion Conference. 2013. Washington, D.C. • USA. The George Washington University.

Двухрежимный высокочастотный ионный двигатель

Каширин Д.А., Ахметжанов Р.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Хартов С.А.
МАИ, Москва
kashirinrock93@yandex.ru

В настоящее время в России и во всем мире растет интерес к малым космическим аппаратам (МКА). Для увеличения сроков активного существования МКА, в особенности низкоорбитальных, необходимо их оснащение корректирующей двигательной установкой [1]. В качестве двигателей данной двигательной установки могут использоваться электрические ракетные двигатели (ЭРД), в том числе и ионные двигатели. Ионные двигатели обладают более высоким удельным импульсом тяги и более высоким ресурсом по сравнению с другими типами ЭРД.

С 2010 года в МАИ ведутся работы по восстановлению технологии создания высокочастотных ионных двигателей с различными уровнями потребляемой мощности. В 2013 - 2015 гг. АО КБХА и НИИ ПМЭ МАИ совместно разработали, создали и испытали высокочастотный ионный двигатель малой мощности (ВЧИД ММ) с потребляемой мощностью 300 - 350 Вт [2].

Большинство ионных двигателей являются однорежимными и работают в очень узком диапазоне по тяге и потребляемой мощности. Однако есть примеры многорежимных ионных двигателей. Так, двигатель Т-5, установленный на борт космического аппарата GOCE [3], обладал возможностью дросселирования тяги в диапазоне от 1 до 20 мН.

Другим примером многорежимности является двигатель XIPS-25 разработки США, который имеет имеет два рабочих режима: режим низкой потребляемой мощности и низкой тяги, используемый для поддержания орбиты космического аппарата (КА) и режим высокой потребляемой мощности и высокой тяги, используемый при межорбитальных перелетах [4].

В данной работе рассматривается возможность создания на базе ВЧИД ММ двигателя с двумя режимами работы - режима с повышенной тягой и режима с повышенным удельным импульсом тяги - при одинаковом уровне потребляемой мощности (300 Вт). Режим с повышенным удельным импульсом тяги может быть использован для задачи коррекции орбиты МКА. При существенном повышении уровня солнечной или геомагнитной активности и повышении силы аэродинамического сопротивления возможен переход на режим с повышенной тягой. Также при использовании режима с повышенной тягой решается задача изменения рабочей орбиты МКА. Кроме того, многие МКА выводятся в качестве попутной нагрузки при запуске более крупных космических аппаратов, и они не всегда выводятся на оптимальную орбиту. Для довыведения МКА с промежуточной орбиты на рабочую также может использоваться режим работы двигателя с повышенной тягой.

В докладе представлены результаты расчета основных характеристик двухрежимного ВЧИД. Показано, что для более существенного увеличения тяги ВЧИД необходимо существенно увеличить потенциал ускоряющего электрода ионно-оптической системы (ИОС) двигателя.

Основной проблемой при создании двухрежимного ВЧИД является разработка ИОС двигателя, способной функционировать как при низких значениях ускоряющего напряжения и высоких токах пучка, так и при высоких значениях тока пучка и высоком ускоряющем напряжении. В докладе представлены результаты моделирования основных рабочих процессов в ИОС ВЧИД и показаны результаты расчёта геометрических параметров ИОС.

Работа выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы "Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы" (Соглашение №14.577.21.0248. Уникальный идентификатор работ (проекта): RFMEFI57717X0248

Список использованных источников:

1. Л.А. Макриденко, К.А. Боярчук. Микроспутники. Тенденции развития. Особенности рынка и социальное значение // Вопросы электромеханики, том 102, с. 12-27, 2005г.

2. Р.В. Ахметжанов, А.В. Богатый, П.А. Дронов, Г.А. Дьяконов, А.И Иванов. Высокочастотный ионный двигатель малой мощности. Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева, 2015, том 16, выпуск №2, с. 378 - 385.

3. N. Wallace, P. Jameson, C. Saunders, M. Fehringer, C. Edwards, R. Floberghagen. The GOCE Ion Propulsion Assembly – Lessons Learnt from the First 22 Months of Flight Operations. IEPC-2011-327, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, September 11 – 15, 2011

4. Dan M. Goebel, James E. Polk, Izabela Sandler, Ioannis G. Mikellides,

J.R. Brophy, William G. Tighe, Kuei-Ru Chien. Evaluation of 25-cm XIPS© Thruster Life for Deep Space Mission Applications. Presented at the 31st International Electric Propulsion Conference, University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, USA, September 20 – 24, 2009. IEPC-2009-152.

Границы возможностей конкурирующих двигателей в аэрокосмических задачах

Купреева А.Ю., Зеленова Е.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Куркин И.И.
МАИ, Москва
kupreeva.mai@gmail.com

Электроракетные двигатели в составе различных изделий весьма перспективны для решения множества задач. Известны стендовые и экспериментальные научно-технические достижения различных двигателей с различными характеристиками мощность, кпд, тяга, удельный импульс тяги, двигатели СПД, ПИД, РИД.

Именно эти характеристики предварительно предопределяют приоритетные возможности конкретного двигателя для решения конкретной Задачи. Окончательный выбор конкретного двигателя определяется такими критериями качества решаемой задачи, как оперативность и удельно массовыми показатели конкретного изделия.

Для определения возможностей конкретного двигателя в составе конкретного изделия весь космос разбит на зоны стратегических интересов: атмосферная, буферная и космическая зоны.

Предполагаются ключевые аппараты способные согласованно действовать для решения единой задачи и готовы к структурным модификациям на базе прорывных технологий для решения и других задач с лучшим качеством. Исследования ведутся по сценариям перспектив.

В атмосферной зоне (до 200км) используются комбинированные ракетные и реактивные двигатели. Анализируются крылатые аппараты коммерческого, научного и оперативного действия. Аппараты оперативного действия запускаются из космоса и мобильных стартовых платформ.

Анализируются оперативные перспективы аппарата с тепловой памятью. Бортовые системы: пульсирующие двигатели; встроенные электронные ячейки и генераторы плазмы.

В буферной зоне (200 – 800км) исключается использование ядерных систем. Комбинация ядерного и химического двигателей обеспечат радиационное безопасное удаление ядерных объектов за пределы буферной зоны.

В этой зоне демонстрируется международная перспектива многоцелевой экспериментальной крылатой лаборатории. Она обеспечит адаптацию стендовых наземных экспериментов к космическим условиям. Бортовая энергетика - солнечная установка с турбо-генератором (экспериментальный прототип российской ядерной энергоустановки). Многоцелевой крылатый аппарат (аналог Х-37В США), рассматривается также и как транспортная система обслуживания мощных ядерных объектов с высоты 200 км на высоту

800км. На высоте 400км аппарат обеспечит более широкие оперативные, служебные и межконтинентальные возможности международной космической станции.

В космической зоне действует мощный ядерный аппарат глобальной программы колонизации космоса, формирование баз станций и организации между ними постоянных грузопотоков, освоение планет.

Исследование работы высокочастотного ионного двигателя с полусферической камерой при наличии внешнего магнитного поля

Мельников А.В.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Хартов С.А.
МАИ, Москва
wipeouth@mail.ru

Целью данной работы являлось исследование характеристик высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) с полусферической газоразрядной камерой, при наличии, в области высокочастотного разряда, внешнего постоянного магнитного поля. Дополнительное внешнее магнитное поле позволяет повысить эффективность ионообразования в высокочастотном разряде и тем самым повысить характеристики ВЧИД.

Для проведения исследований, была использована лабораторная модель ВЧИД-8 с диаметром пучка 80 мм, на которой в области газоподвода был установлен источник внешнего магнитного поля – соленоид. Рабочим телом двигателя являлся ксенон.

Экспериментальные исследования включали в себя три этапа. Первым этапом являлась регистрация характеристик двигателя в случае отсутствия внешнего магнитного поля. В результате, были получены зависимости подаваемой на индуктор двигателя высокочастотной (ВЧ) мощности от расхода рабочего тела при постоянном токе ионного пучка, в широком диапазоне, от 50 до 125 мА. На втором этапе исследования проводилась регистрация характеристик ВЧИД при различных токах в соленоиде. На завершающем этапе проведено сравнение характеристик ВЧИД при наличии и при отсутствии дополнительного внешнего постоянного магнитного поля в области ВЧ разряда. Было зафиксировано, что во всех рассматриваемых режимах работы двигателя наличие внешнего магнитного поля приводило к увеличению извлекаемого тока ионного пучка.

Результатом выполненной работы являются выявленные закономерности влияния дополнительного внешнего постоянного магнитного поля, на параметры лабораторной модели высокочастотного ионного двигателя. Эти данные позволили определить величину тока в источнике магнитного поля, при котором имеет место наибольшее приращение извлекаемого тока ионного пучка.

Компенсация мелкомасштабных периодических неоднородностей в активной среде HF-HXЛ

Метельников А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Авдеев А.В.
МАИ, Москва
Metelnikov91@gmail.com

Для решения перспективных задач [1,2] в околоземном космическом пространстве рассматриваются непрерывно химические лазеры (HXЛ) на основе молекулы HF. На эффективность работы таких систем влияют МНП, возникающие при подаче рабочей смеси в лазерную камеру таких лазеров.

В работе предложен способ устранения МНП за счет эффекта самокомпенсации [3], возникающего при сдвиге секций сопловых решеток относительно друг друга. В работе предложены две конструктивных схемы формирования сопловых блоков из секций сопловых решеток.

Сдвиг отдельных секций сопловых решеток (СР) относительно друг друга осуществляется на величину s. Предложена методика определения величины s.Так, для компенсации МНП с периодом 1,7 мм величина сдвига между СР в сопловом блоке из двух СР должна составлять s=0,85 мм.

Поворот СР относительно друг друга – сопловой блок с «ёлочной» структурой. Так, при длине СР 40 см, периоде МНП 4 мм и длине волны излучения 2,7 мкм требуемый поворот должен составлять 0,1 рад, 0,2 рад или 0,3 рад

Для предложенных конструктивных схем определены требования к длине секций сопловых решеток. Для МНП с периодом 1,7 мм и длины волны излучения 2,7 мкм длина СР должна быть не более 0,2 м.

Полученные результаты будут использованы для разработки конструктивных схем и методик проектирования HF -НХЛ.

*Работа выполнена в рамках государственного задания №13.9211.2017/8.9 от 13 марта 2013 г.

Литература:

1. Авдеев А.В., Метельников А.А. Теоретическая разработка лидарной установки космического базирования на основе непрерывного химического DF-лазера для мониторинга атмосферы // Электронный журнал «Труды МАИ», 2015 г., выпуск № 81: https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57833 (дата публикации 13.05.2015).

2. Авдеев А.В., Башкин А.С., Каторгин Б.И., Парфеньев М.В. Анализ возможности очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе автономного непрерывного химического HF-лазера // Квантовая электроника, 2011, 41 (7), С. 669–674.

3. Gelazny S.W., Chambers W.A., Van Tassel W.F., Brandkamp W.F. Medium induced phast aberrations in continuous wave (cw) hydrogen fluoride lasers // Proc. SPIE. – 1981. – V. 293. – P. 126–132.

Экспериментальное исследование лабораторного образца катода-нейтрализатора с индкутивным высокочастотным разрядом

Смирнов П.Е., Смирнова О.В.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Хартов С.А.
МАИ, Москва
paulsmyt93@gmail.com

Высокий удельный импульс и малый расход рабочего тела в ионных двигателях (ИД) делает их всё более популярным выбором в качестве основы двигательной установки (ДУ) космического аппарата (КА). Недавние миссии с их использованием показывают эффективность таких устройств в задачах коррекции орбиты, а также исследования Солнечной системы. Кроме того прорабатываются идеи создания КА с использованием ИД для всё большего спектра миссий. Большинство текущих и будущих задач устанавливают высокие требования ресурсу ДУ.

Выход из строя таких устройств чаще всего связан с разрушением ионно оптической системы двигателя, или с поломкой источника электронов. ИД в своей работе требуют источники электронов в качестве главного катода (для создания плазмы, в случае двигателей с разрядом постоянного тока), а также в качестве катода-нейтрализатора (для нейтрализации потенциала корпуса аппарата и выпускаемого пучка ионов). Наиболее часто в качестве таких источников электронов используют полые катоды из-за их низкого потребления рабочего тела и высокой плотности электронного тока.

Полые катоды очень капризны в использовании и требуют строгого соблюдения рабочих параметров, из-за применения в качестве эммитера электронов вставок на основе гексаборида лантана и вольфрама с пропиткой BaO. Так например, взаимодействие материала вставки с незначительным количеством активных газов приводит к его

загрязнению и падению плотности эммитируемого тока до нуля. Это привносит высокие требования к контролю чистоты рабочего тела и к обращению с самим катодом до выведения его в космос. Кроме того, эммитер должен быть нагрет до 0,6-0,8 температуры плавления материала внешним нагревателем для эффективной работы, что приводит к испарению материала втулки (т. е. Фактически к сокращению ресурса), дополнительным энергозатратам, и продолжительной процедуре запуска катода.

Вышеперечисленные проблемы полых катодов привели к идее создания плазменного высокочастотного (ВЧ) катода. В таких устройствах плазма создаётся и поддерживается индуктивным разрядом высокой частоты. Эмиттером электронов является весь плазменный объём, который за счёт поочерёдных процессов ионизации в объёме разряда и рекомбинации на внутренней поверхности газоразрядной камеры остаётся квазинейтральным. ВЧ катод, благодаря своей конструкции может превзойти полые катоды по ресурсу работы, работать на ксеноне более низкой очистки, или же других более дешёвых и доступных газах. Кроме того, простота его конструкции, предусматривающая использование менее «экзотических» материалов, также удешевляет производство и затраты, связанные с особыми мерами обращения с катодами в предэксплуатационный период.

В работе представлены две конструкции данного устройства отличающиеся способами зажигания, а также результаты их экспериментальной отработки. Были достигнуты токи свыше 1,8 А при подаваемой ВЧ мощности 85 Вт. Кроме того была проведена оценка эффективности ВЧ катода и сравнение с характеристиками катодов других научных коллективов из США, Японии, Турции, Германии аналогичной и иной конструкции. Авторы возлагают надежды на перспективность использования катодов такого типа не только в области космических исследований, но и в наземных коммерческих установках по созданию и модификации современных покрытий.

Работа проведена в сотрудничестве с лабораторией плазменной технологии Университета Вооружённых Сил Мюнхена (Lab. For Plasma Technology Universität der Bundeswehr München), под руководством профессора Йохана Шайна (Jochen Schein).

Направление №4 Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем

Секция №4.1 Проектирование радиотехнических устройств

Повышение качества быстрого прототипирования узлов современных РЛС

Абрамцова В.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Гвоздарёв Р.С.
МАИ, Москва
aiwerahb@mail.ru

В настоящее время радиолокационные станции (РЛС) используются в широкой деятельности человека, а именно в таких как гражданская и военная авиация космонавтика, судовождение и т.д.

В реалиях современного развития технополисов, технопарков, производственных площадок и высокой конкурентной среды в разработке и изготовлении сложных наукоёмких изделий РЛС (Радио локационные станции), все большую актуальность приобретает прототипирование основных функциональных узлов.

Повышение качества быстрого прототипирования узлов РЛС становиться крайне необходимым для получения заданных тактико-технических характеристик изделия. Одним из методических принципов повышения параметров узлов РЛС является - быстрое прототипирование на всех этапах жизненного цикла изделия.

Одним из наиболее эффективных способов технологического обеспечения на этапе быстрого прототипирования можно считать применение аддитивных технологий. Использование аддитивных технологий позволяет современному предприятию получить изделия с высокими тактико-техническими характеристиками за счет снижения затрат на изготовление продукции, корректировку документации, а также проверить принятые основополагающие решения в части конструкторско-технологической подготовки производства на ранних стадиях жизненного цикла изделия.

В докладе рассмотрены методические и организационные принципы применения аддитивных технологий на протяжении всего жизненного цикла изделий, обоснованы организационные подходы к разработке и производству современных высокотехнологичных РЛС.

Автоматизированная лазерная система стабилизации заправочного конуса при дозаправке ЛА в воздухе

Балыклейский Ф.В., Субботин П.В., Мальцев Н.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Меркишин Г.В.
МАИ, Москва
balikleyskiyfv@mail.ru

При существующей системе дозаправки ЛА в воздухе процесс пристыковки приемной штанги заправляемого ЛА к заправочному шлангу-конусу самолета-заправщика производится в ручном режиме. Поскольку заправочный конус является неуправляемым устройством и в рабочем положении в воздушном потоке подвержен флуктуациям случайного характера, для попадания заправочной штангой в неуправляемый конус

требуется маневрирование, значительный личный опыт и мастерство пилота. Такая стыковка не всегда осуществляется с первой попытки, что сопряжено с дополнительной непроизводительной затратой времени. Существующий электромагнитный замок, обеспечивающий соединение штанги и конуса, не является устройством, стабилизирующим положение конуса относительно штанги вне их непосредственного контакта.

При другом варианте дозаправки в воздухе через заправочные штанги с подвижными аэродинамическими поверхностями самолета-заправщика для стыковки с горловиной заправляемого ЛА также требуется ручное управление, выполняемое оператором самолета-заправщика.

Автоматизированная лазерная система управления заправочным шлангом-конусом позволяет осуществлять корректировку и стабилизацию положения конуса относительно заправочной штанги заправляемого ЛА.

На приемной заправочной штанге устанавливается лазерный излучатель. Заправочный конус оборудуется специальными светочувствительными элементами, размещенными на вогнутой внутренней поверхности, а также подвижными аэродинамическими стабилизаторами-плоскостями, положением которых через микроконтроллер управляют локальные сервоприводы.

При нахождении в допустимой зоне заправки на параллельных курсах самолета-заправщика и заправляемого ЛА, их сближении и попадании лазерного излучения на приемные светочувствительные элементы производится автоматическая ориентация конуса с помощью стабилизаторов по оптической оси лазерного луча и корректировка пространственного положения шланга-конуса относительно продольной оси приемной штанги.

Лазерный луч, попадая на светочувствительные площадки, засвечивает определенную площадь, в результате чего появляется разность потенциалов на засвеченных участках светочувствительной площадки. По снятым напряжениям система обработки распознает отклонения засвеченной области относительно центра площадки. В процессе произведения обработки создается матрица, каждый элемент которой соответствует значению напряжения на отдельном элементе светочувствительной площадки, то есть каждый элемент матрицы соответствует определенной координате на светочувствительной площадке. Располагая сведениями о ширине лазерного луча определяется наибольшее значение среди элементов матрицы и количество засвеченных отдельных элементов светочувствительной площадки лазерным лучом, определяется позиция этих элементов в матрице относительно центра. В данной работе используется четырехоконный фотоприемник. Определяется разность напряжений, которая соответствует разности засвеченных площадей отдельных окон, при отклонении луча от центра четырехоконного фотоприемника.

По заданному напряжению производятся угловые отклонения плоскостей-стабилизаторов пропорциональные напряжению и происходит маневрирование заправочного конуса. После стабилизации осуществляется равномерная засветка всех четырех окон.

Предлагаемая система может использоваться в качестве дополнительной системы, не требует внедрения в системы заправляемого самолета, может быть установлена на любой вид ЛА, снижает требования к быстродействию и реакции пилота.

1. Меркишин Г.В. Системы наблюдения. Новые принципы построения: Учебное пособие.-М.:Изд-во «Радиотехника», 2010

2. Ярив А. Введение в оптическую электронику: Учебник. - М.: Изд-во «Высшая школа», 1983

Оценка направленных свойств бортовых антенных решеток с различной геометрией излучающего раскрыва

Власов М.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Неудакин А.А.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
ircneuss@mail.ru

В бортовых радиолокационных станциях используются фазированные антенные решетки (АР) с различной геометрической конфигурацией излучающего раскрыва. Рассмотрены плоские круглые раскрывы с тремя вариантами размещения излучателей: в узлах прямоугольной сетки; в узлах треугольной сетки; в точках, расположенных вдоль окружностей. Первые две АР являются эквидистантными, а третья - неэквидистантной. Целью рассмотрения является оценка преимущества неэквидистантной АР.

Одним из основных этапов проведения исследования направленных свойств отмеченных излучающих раскрывов являлось - формирование массива координат излучателей с использованием математического программного пакета Matcad. При этом разработаны программы формирования массива координат излучателей x и y для вариантов размещения в узлах прямоугольной и треугольной сеток, и в точках, расположенных вдоль окружностей. В программах использованы операторы циклов while и for.

Для оценки направленных свойств АР использована математическая модель амплитудной ДН, которая строится в программе Matcad по принципу сложения сигналов излучателей в дальней зоне.

На основе разработанных в программе Matcad моделей излучающих раскрывов и модели амплитудной ДН проведен анализ направленных свойств АР. При исследовании задавалось в длинах волн расстояние d между излучателями - 0,7, 1, 1,5; и анализировался характер ДН при сканировании. На основе полученных результатов исследований сформулированы следующие выводы.

1. Для излучающего раскрыва с расположением излучателей в узлах прямоугольной сетки при заданных исходных данных не выполняется условие существования единственного главного максимума ДН. Главный максимум высшего порядка появляется: при d = 0,7 и угле сканирования 30 градусов; при d = 1 и угле сканирования 5 градусов. При d = 1,5 появляются два максимума высшего порядка при отсутствии сканирования.

2. Для излучающего раскрыва с расположением излучателей в узлах треугольной сетки максимум ДН высшего порядка появляется при d = 1 и угле сканирования 30 градусов.

3. Для излучающего раскрыва с расположением излучателей вдоль окружностей при всех заданных исходных данных выполняется условие существования единственного главного максимума ДН.

Таким образом, неэвидистантные АР характеризуются рядом преимуществ по направленным свойствам в сравнении с эквидистантными традиционными АР. Предложенные листинги программ формирования массива координат излучателей АР с различной геометрией излучающего раскрыва могут быть использованы при проектировании фазированных АР бортовых радиолокационных станций.

Многофакторная аутентификация и эффективность обеспечения безопасности информации при доступе к ресурсам телекоммуникационных сетей

Гнездилов Р.Р.
Научный руководитель — к.т.н. Карпухин Е.О.
МАИ, Москва
rmn-gnezdo@mail.ru

Информационные технологии сегодня – это основа науки и производства. Сложно представить себе участок жизни и деятельности человеческого общества, который лишен информатизации. Данный процесс существенно упрощает выполнение необходимых задач, но он имеет и негативные стороны, такие, как возможные атаки нарушителей на информацию конфиденциального характера, циркулирующую на ресурсах инфокоммуникационных сетей.

В работе был описан процесс многофакторной аутентификации с позиции эффективности ее применения в ряде случаев. Стоит отметить, что внедрение многофакторной аутентификации, с точки зрения ограничения доступа, имеет более высокую эффективность, чем внедрение однофакторной идентификации. С ряда других точек зрения, например, с экономической, данное внедрение может оказаться нецелесообразным.

В работе также был проведен анализ модели нарушителя, который может нанести вред информации, циркулирующей на ресурсах сети. Также проанализированы и выявлены уровни защищенности ресурсов сети. Это необходимо для того, чтобы можно было однозначно сделать анализ состояния безопасности сети, внутренней и внешней. Для того чтобы существовала возможность оперативно проводить мероприятия по оценке безопасности сети, в работе была сформирована модель угроз. Данная модель может быть методическим материалом для сотрудников, ответственных за проведение аналитики безопасности.

В методической части работы описаны предложения по оценке эффективности использования многофакторной аутентификации.

Для этого в работе предложено введение коэффициентов: Q, который является весовым показателем внедрения n – факторной аутентификации, и S – весовой коэффициент стоимости ресурсов корпоративной сети.

Весовой коэффициент Q определяет, насколько дорогостоящей будет система n – факторной аутентификации, а весовой коэффициент S – насколько дорогостоящей является информация, циркулирующая в корпоративной сети, на входе к ресурсам которой установлена n – факторная аутентификация. Также в работе проведен процесс апробации разработанной методики на базе типовых примеров.

Также при анализе эффективности были учтены такие параметры, как FAR и FRR. Проведен анализ целесообразности применения трехфакторной аутентификации при помощи расчета Z(FAR) и Z(FRR), которые определяют возможность внедрения трехфакторной аутентификации с учетом таких ошибок биометрических систем, как FAR и FRR.

Список литературы:

1. Шелупанов А.А., Зайцев А.П., Мещеряков Р.В., Филипинов Ю.М., Давыдова Е.М., Новгородова Н.А., Сопов М.А., Колесник Е.В., Колесник Е.А. «Основы защиты информации», часть 2, Томск: Изд- во «В-Спектр», 2010. В трех частях. Ч.2. – 186 с;

2. Болл Р.М., Коннел Дж. Х., Ратха Н.К., Сеньор Э.У. Руководство по биометрии. М.: ЗАО «РИЦ Техносфера», 2006;

3. Симончик К.К., Белевитин Д.О., Матвеев Ю.Н., Дырмовский Д.В. Доступ к интернет-банкингу на основе бимодальной биометрии // Мир измерений. 2014. № 3;

4. Каталог «Системы безопасности»-2012 Статья – Аутентификация. развитие технологий.

Сопровождение источников сигналов, движущихся по баллистической траектории

Голенко Д.С.
Научный руководитель — д.т.н. Сычёв М.И.
МАИ, Москва
Ddiimmaann@yandex.ru

Задача сопровождения баллистических целей имеет важные практические приложения для систем противоракетной обороны. Практическую значимость представляет собой возможность слежения за излучающими целями с помощью пассивной фазированной антенной решетки. При использовании пассивной ФАР, доступными являются измерения углов, азимута и угла места, а так же частоты Доплера, при наличии априорных сведений о параметрах излучаемого объектом наблюдения сигнала. Сопровождение цели рассматривается с момента запуска, в предположении, что координаты точки запуска заранее известны.

Для решения задачи сопровождения целей применяются различные методы фильтрации, включая альфа-бетта фильтр, фильтр Калмана, расширенный фильтр Калмана, сигма-точечный фильтр Калмана, многочастичный фильтр, а так же модификации фильтра Калмана, использующие методы определения неизвестного воздействия.

Характерной особенностью баллистических целей является их изменяющаяся динамика в процессе полета. Как правило, выделяют три фазы полета: фаза ускорения, свободного полета и фаза входа в атмосферу. Обычные одномодельные фильтры Калмановского типа с возмущениями могут быть применены, однако они не обеспечивают требуемой точности сопровождения. В связи с этим предлагается использовать многомодельный подход к данной задаче. Многомодельный фильтр может состоять из нескольких взаимодействующих фильтров, включающих различные модели движения, в зависимости от фазы полета.

Оценка эффективности исследуемого алгоритма производится с помощью моделирования в среде MATLAB.

Список литературы.

1. Сычев, М.И. Оценивание координат и параметров движения воздушных судов по информации от радиолокационных средств наблюдения / М.И. Сычев, С.В. Фесенко // Труды МАИ. – Москва, 2015 . – №83.

2. Jinwhan Kim. Comparison Between Nonlinear Filtering Techniques for Spiraling Ballistic Missile State Estimation / Jinwhan Kim, P. K. Menon, E. J. Ohlmeyer // Transactions on aerospace and electronic systems. – IEEE, 2012. – Vol. 48, No. 1.

Мощный СВЧ усилитель

Гордеев Н.Е.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Добычина Е.М.
МАИ, Москва
gordeevn94@mail.ru

1. МБРЛС

По мнению отечественных и зарубежных экспертов, в обозримом будущем бортовые РЛС останутся основным средством разведки, обнаружения и сопровождения целей, обеспечения ситуационной осведомленности и применения оружия для перспективных пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов.

2. Задачи МБРЛС

Анализ изложенных выше задач и режимов работы МБРЛС, а также сопоставительный анализ этих задач с задачами, которые выполняют современные радиолокационные системы различных летательных аппаратов, показал следующее:

– возлагаемые на МБРЛС задачи во многих ситуациях необходимо выполнять одномоментно;

–параметры МРЛС должны удовлетворять высоким и порой противоречивым требованиям;

– решение перечисленных выше задач с заданными показателями точности и надежности требует от МБРЛС

а) либо использование широкополосной активной фазированной антенной решетки (АФАР) с мощной вычислительной системой и многоканальным цифровым приемником;

б) либо использование двух независимых антенных систем и приемопередающих устройств.

3. Усилитель мощности в бортовых радиопередающих устройствах

Выходная мощность передатчика – главный параметр БРТР,определяющий возможности и качественные характеристики системы связи.

Максимальная мощность передатчика ограничена несколькими факторами:

- максимальной мощностью первичных источников питания ;
- возможностью отвода рассеиваемого тепла за пределы спутника;
- снижение долговечности и надежности электронных приборов при повышении их мощности;
- заданными габаритными размерами и массой самого спутника;
- регламентированной плотностью потока мощности, создаваемой излучением спутника на поверхности Земли, которая не должна превышать – 152 дБВт/м2 в полосе 4 кГц.

4. Модуль усилителя СВЧ

Модуль усилителя СВЧ будет конструктивно состоять из нескольких печатных плат:

1. Плата предварительного усилителя
2. Плата оконечного усилителя
3. Плата управления
4. Плата вторичного источника питания

Устройство обеспечения орнитологической безопасности аэропорта

Гордиенко П.В., Приказчиков Е.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Ефимов А.В.
УИГА, Ульяновск
evgenpric@gmail.com

Столкновение с птицами во время взлета и посадки - серьезное авиационное происшествие с возможными техническими последствиями.Сейчас практически все крупные мировые аэропорты оборудованы системой контроля и обеспечения орнитологической безопасности .

Принцип их работы - создание и распространение звуковых колебаний в виде голосов наиболее распространенных в районе аэропорта птиц на территории аэродрома , в районе участка взлета и посадки на взлетно-посадочной полосе .

Подобные системы обладают рядом недостатков : ограниченный по дальности и высоте диапазон действия ; возникновение эффекта "привыкания" птиц к этим звукам и следственное отсутствие страха перед ними ; а в небольших аэропортах отсутствие системы орнитологического контроля в принципе .

Современные исследования особенностей строения ,восприятия информации и деятельности органов слуха у птиц показали , что птицы могут воспринимать ультразвуковые колебания , которые будут вызывать у них исключительно чувство страха , так как никакую информацию , кодированную колебанием , они распознать не могут . Этот факт лежит в основе проектирования бортового электронного устройства .

Элементы его конструкции : блок генерирования звука ;блок питания ; датчик угловых скоростей ; абсолютный датчик положения с двумя контрольными положениями ; датчик согласования показаний самолетного высотомера ; реле питания . Работает в диапазоне

частот 20000 - 29000 Герц , то есть в диапазоне , который пилотами и другими членами экипажа , органами управления воздушным движением и пассажирами , не воспринимается , поэтому создавать помехи при ведения радиообмена и донесения информации бортовое устройство не будет .

Использование данного устройства сократить число авиационных происшествий из-за столкновения с птицами , тем самым позволит повысить мировой уровень безопасности полетов , уменьшить расходы авиакомпаний по разрешению последствий столкновения с птицами .

Моделирование джиттера сигналов цифровых интерфейсов

Денисов А.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Кузнецов Ю.В.
МАИ, Москва
den225900@gmail.com

Увеличение скорости передачи в современных цифровых интерфейсах предъявляет новые требования к методам и средствам анализа процессов, происходящих во время работы интерфейса. В большинстве цифровых интерфейсов передача данных осуществляется с использованием дополнительного сигнала синхронизации. Синхронно с передаваемой последовательностью данных по интерфейсу передается тактовый сигнал, позволяющий приемнику определить момент времени в который следует считывать данные. На каждом фронте тактового сигнала передатчик отправляет данные по линии передачи к приемнику. Приемник производит выборку данных на следующем фронте такта. В подобной реализации системы учитываются задержки распространения тактового сигнала до приемника и передатчика, время, требуемое для начала передачи данных, а также задержка информационного сигнала при распространении по линии передачи между передатчиком и приемником. Эти параметры имеют неслучайную природу и могут быть точно рассчитаны при проектировании [1].

Одним из процессов, имеющих случайный характер, в системе цифровой передачи данных является джиттер. Для описания джиттера и оценки его влияния на систему передачи в целом могут быть использованы статистические характеристики передаваемого сигнала.

При описании джиттера, как случайного процесса, используется широко известная двумерная плотность вероятности передаваемого сигнала, так называемая «глазковая диаграмма». При исследовании джиттера, как циклостационарного процесса, можно определить многомерную плотность вероятности и затем по ней – двумерную автокорреляционную функцию [2].

В высокоскоростных цифровых системах выбор точки отсчета времени имеет первостепенное значение, поскольку неверное определение состояния сигнала в момент отсчета приводит к возникновению битовой ошибки [1].

Для описания джиттера и оценки его влияния на систему передачи была сформирована аналитическая модель. На основе модели был сформирован алгоритм расчета статистических характеристик передаваемого сигнала.

Для тестирования предложенного алгоритма и сравнения результатов с результатами аналитического моделирования была построена имитационная компьютерная модель и проведены экспериментальные исследования.

1. Dennis Derickson and Marcus Müller, "Digital Communications Test and Measurement High-Speed Physical Layer Characterization", 2007, ISBN-13: 978-0-13-220910-6

2. W. A. Gardner, “Introduction to Random Processes: with applications to signals and systems,” 1986.

Исследование алгоритмов отождествления отметок с траекториями целей в двухдиапазонной РЛС

Дроздов Д.О.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Татарский Б.Г.
МАИ, Москва
drozdov_danila@mail.ru

Улучшение тактических показателей РЛС реализуемо за счет применения нескольких диапазонов излучения. Но это приводит к появлению проблемы отождествления радиолокационных отметок (измерений) с траекториями целей. К настоящему времени известны способы отождествления:

- бесстробовый;
- с использованием пространственного строба.

Недостатки идентификации с использованием строба являются:

1) низкая достоверность идентификации при сопровождении маневри-рующей цели;
2) сравнение в стробах отождествления возможно лишь по не большому числу измеряемых фазовых координат;
3) не учитываются внутренние детерминированные связи экстраполиро-ванных фазовых координат и предыстории их изменений;
4) разрешающая способность по всем координатам определяется не параметрами сигналов и антенн, а размерами строба;
5) использование многодиапазонных РЛС приводят к различным размерам строба;
6) низкая вероятность правильного принятия решения вблизи границ стробов;
7) сложность назначения оптимального размера строба [1].

Несмотря на свои недостатки, метод отождествления с помощью пространственного строба является распространенным.

Существенным недостатком бесстробовой идентификации является:

1) при большом числе отметок и траекторий большие вычислительные затраты [2].

Результатом выполнения работы является исследование алгоритмов отождествления отметок с траекториями целей и получение их вероятностных и точностных показателей качества.

Литература:

1. Верба В.С, Меркулов В. И, Садовский П.А, Забелин И.В, Юрчик И.А Описание изобретения к патенту. Способ и система идентификации измерений в многодиапазонных РЛС. – Москва: Акционерное общество «Концерн радиостроения «Вега» », 2016.

2.Коновалов А.А. Основы траекторной обработки радиолокационной информации.Часть1. – Санкт-Петербуг: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2013.

Имитационное моделирование беспроводных самоорганизующихся сетей

Дубов К.В.
Научный руководитель — к.т.н. Бородин В.В.
МАИ, Москва
dubov_k_v@mail.ru

Развитие инфокоммуникационных сетей способствует появлению новых видов организации связи. Одним из активно развивающихся направлений в области беспроводных сетей можно назвать MANET-сети.

MANET (Mobile Ad hoc NETwork) – это беспроводные децентрализованные самоорганизующиеся сети, особенностью которых является динамическая структура. Это означает, что значительную роль в работоспособности таких сетей играют протоколы маршрутизации. Качественными параметрами протоколов маршрутизации являются:

распределенные возможности, отсутствие петель, работа по запросам, безопасность и работа с «периодами сна».

Протоколы разделяются на проактивные, реактивные и гибридные. Эти протоколы маршрутизации отличаются по типу установления соединения.

В основу проактивных протоколов заложен следующий принцип работы: устройства периодически рассылают служебные сообщения об изменениях топологии сети, и, приняв эти сообщения от других устройств, сохраняют их в своих таблицах маршрутизации. При необходимости устройства могут воспользоваться таблицами в любой момент и отправить пакеты с минимальными задержками основываясь на хранимых данных о топологии сети. Отличительной особенностью реактивных протоколов маршрутизации от проактивных является то, что маршрут следования до конкретных узлов строится только при необходимости передачи информации. Во время постройки маршрута узел-отправитель рассылает широковещательный запрос, получив который, узлы-адресаты передают сообщения-подтверждения, чтобы отправитель смог построить маршрут до необходимого абонента. Гибридные протоколы соединяют в себе подходы проактивных и реактивных протоколов на разных уровнях иерархии. В частности, в сети выделяется ряд подсетей, в пределах которых используется один из типов проактивных протоколов, а маршрутизация между подсетями производится на основе реактивных протоколов.

Задача исследования протоколов маршрутизации требует тщательной проработки и анализа моделей MANET-сетей в системах имитационного моделирования. Основной особенностью программ моделирования является возможность трассировки, то есть отслеживания событий, происходящих в моменты моделирования. Трассировка событий может происходить на различных уровнях модели сети: физическом, канальном, сетевом. Программы имитационного моделирования должны точно воспроизводить все основные параметры и особенности реального оборудования.

В данной работе средой имитационного моделирования была выбрана программа Network Simulator 2 (ns-2). Ns-2 – объектно-ориентированный симулятор, написанный на языке программирования C++ с интерпретатором OTcl в качестве интерфейса. Одной из главных причин выбора данной программы являлось наличие протоколов маршрутизации и набора стандартов связи для коммуникации в беспроводных сетях. Для исследования MANET-сетей были использованы такие технологии беспроводный связи, как Wi-Fi (IEEE 802.11) и ZigBee (IEEE 802.15.4), а также выбраны протоколы маршрутизации Destination-Sequenced Distance Vector routing (DSDV), Ad hoc On-Demand Distance Vector (AODV) и Dynamic Source Routing (DSR).

Благодаря применению математического аппарата в ns-2 реализуются различные виды трафика – от простейшего (распределение Пуассона), до самоподобного (распределение Парето). Гибкость ns-2 дает возможность пользователю реализовывать собственные математические функции на языке программирования C++. Также в программе имеется средство для визуализации результатов моделирования NAM (Network Animator), которое позволяет графически воспроизводить проведенные эксперименты.

Ns-2 является бесплатной программой. Она изначально разрабатывалась как программное обеспечение с открытым кодом. На распространение, модификацию и использование такого ПО не накладываются никакие ограничения.

В ходе работы была создана модель MANET-сети, позволяющая получить параметры сети в зависимости от входных характеристик. Данные характеристики разбиты на группы: параметры, определяющие входной трафик, параметры, определяющие структуру сети, а также параметры, отвечающие за маршрутизацию в сети. С помощью полученных результатов можно сравнить эффективность работы протоколов маршрутизации. Результаты моделирования были обработаны в программах Xgraph и NS2 Visual Trace Analyzer.

Технология pd-noma для беспроводных сетей следующего поколения

Дык Хань Чу
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Казаков Г.Н.
МАИ, Москва
my_love_chuhanh@gmail.com

Методы неортогонального множественного доступа NOMA позволяют использование единого частотно-временного ресурса несколькими пользователями без использования ортогональных функций. Это может способствовать увеличению спектральной эффективности и росту количества пользователей, одновременно находящихся в сети. NOMA была включена в официальную документацию по разработке технологий для 5G “White Papers” таких корпораций как ZTE Corp., SK Telecom и пр., а DOCOMO и MediaTek проводят совместные исследования по внедрению этой технологии . NOMA также рассматривалась в первом исследовании, посвященном 5G – New Radio (Release 14), а тенденция использования NOMA сохраняется и в 15 релизе в рамках сотрудничества таких компаний как DOCOMO, Huawei, Intel, Qualcomm и Samsung. В настоящий момент все технологии NOMA могут быть разделены на две категории – мощностное PD-NOMA (Power Division NOMA, PD-NOMA) и кодовое CD-NOMA (Code Division NOMA, CD-NOMA).

В PD-NOMA для разделения каналов вводится дополнительный домен – мощность. Таким образом, пользовательские каналы располагаются в едином частотно-временном ресурсе, но имеют отличную друг от друга мощность. Для приема и обработки PD-NOMA сигнала используется метод последовательного подавления помех SIC (Serial interference cancellation).

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

провести обзор новейших технологий физического уровня мобильных систем

связи, применение которых рассматривается в системах следующего поколения

для повышения спектральной эффективности; разработать алгоритм формирования и обработки сигнала многоканальных систем связи с разделением каналов по мощности PD-NOMA; произвести оценку вычислительной сложности демодуляции PD-NOMA сигнала(SIC- демодуляция); разработать алгоритм расчета и распределения мощности мультиплексируемых PD-NOMA каналов; сравнить информационную эффективность каналов PD-NOMA относительно

OFDMA.

Поиск глобального максимума функции правдоподобия в задачах оценки местоположения источника радиоизлучения

Жуков Д.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Шевгунов Т.Я.
МАИ, Москва
dima.m.zhukov@mail.ru

В задачах пассивной радиолокации одним из самых из перспективных направлений является совершенствование алгоритмов оценки местоположения источника электромагнитного излучения. В большинстве реальных задач несмещенными оценками с наименьшей дисперсией могут считаться оценки, формируемые алгоритмом, составленным по методу максимального правдоподобия (ММП), однако практическая реализация ММП-алгоритма подразумевает решение вычислительно затратной задачи численной оптимизации многоэкстремальной многомерной целевой функции. По этой причине на практике вместо ММП предпочитают использовать линеаризованные алгоритмы, такие как метод взвешенных наименьших квадратов или методы разделения подпространств, такие как MUSIC, root-MUSIC, ESPRIT.

В данной работе предложен алгоритм поиска глобального экстремума, который позволяет решать задачу многоэкстремальной оптимизации за фиксированное время. Одно из преимуществ предложенного алгоритма состоит в том, что он не порождает аномальных ошибок, под которыми понимаются ошибки нахождения локального экстремума вместо глобального. Применение данного алгоритма позволит внедрять алгоритмы оценки местоположения, обладающие лучшими точностными характеристиками в системы блочной обработки. Кроме того, высокая степень распараллеливания открывает возможность применения их в системах реального времени на гетерогенных структурах.

Работа предложенного алгоритма рассматривается на примере одноэтапных алгоритмов, в которых поиск производится непосредственно в пространстве оцениваемых параметров и проиллюстрирована на широкобазовых и узкобазовых пассивных системах.

В работе приведены результаты имитационного численного моделирования, а также проведено сравнение таких широко используемых методов поиска глобального экстремума, как метод роя частиц и генетический алгоритм, с предложенным методом. Показано, что предложенный алгоритм обладает следующими преимуществами:

1. Фиксированное время выполнения;
2. Уменьшение времени поиска экстремума в 25 раз;
3. Нулевая частота появления аномальных ошибок;
4. Высокая степень распараллеливания.

Компенсация межсимвольной интерференции в радиотехнических системах связи методом предварительной коррекции сигнала

Исмагилова А.Р.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Тлявлин А.З.
УГАТУ, Уфа
alika-ismagilova@rambler.ru

В настоящее время беспроводные технологии играют особо важную роль при реализации широкополосного доступа на протяженных территориях с небольшой плотностью населения, являясь в этом случае наиболее экономически оправданным решением.

Но любой среде передачи данных, в том числе и воздушной, свойственны линейные искажения сигнала, возникающие в результате многолучевого распространения сигнала и частотной зависимости коэффициента передачи канала на ширине спектра сигнала [1]. Эти явления приводят к межсимвольной интерференции (МСИ), проявляющийся как «перекрытие» по времени длительности соседних символов сигнала в линии. По этой причине части информационного пакета могут быть утеряны, что приводит к нестабильности связи.

Бороться с линейными искажениями можно с помощью методов коррекции сигнала на приемной стороне. Они характеризуются наиболее простой реализацией, но имеют общий недостаток: увеличение мощности помехи в результате совместной обработки принятого полезного сигнала и наложенной на него помехи. Исключить влияние МСИ на сигнал и получить пропускную способность канала, приближающуюся к потенциальной, предлагается методом предварительной дробно-интервальной коррекции.

Предварительная коррекция подразумевает компенсацию искажений, возникающих при прохождении сигнала f0(t) по линии, путем изменения его характеристик и формы на передающей стороне таким образом, чтобы на входе приемника получить сигнал fl(t), максимально приближенный к неискаженному полезному сигналу f0(t) [2]. При этом никаких изменений в составе приемного оборудования не требуется. Для реализации данного метода коррекции, требуется определить передаточную функцию канала, вносящего искажения, и по информации о ней каким-либо способом рассчитать коэффициенты для

предкорректора [3]. Информацию о передаточной функции канала можно извлечь из данных о тестирующем сигнале g0(t) [4].

С целью исследования компенсации искажений сигнала была собрана экспериментальная установка. В качестве основного устройства, выполняющего функции тестирования линии и предварительной коррекции сигнала, был использован лабораторный аппаратно-программный комплекс АПК-2008 производства Учебно-методического центра Санкт-Петербургского государственного университета телекоммуникаций им. проф. М. А. Бонч-Бруевича. Применялась центральная часть комплекса, основными функциональными элементами которой являются FPGA типа EP2C20Q240C8 семейства Cyclone II производства Altera, а также три АЦП AD9237 и три двухканальных ЦАП AD9765 производства компании Analog Devices. Для программирования FPGA, а также для организации интерфейса обмена данными между компьютером и FPGA, была использована программа SPITester, разработанная и предоставленная производителем лабораторных комплексов. Кроме того, для организации экспериментальной установки использован двухканальный цифровой осциллограф и генератор прямоугольных импульсов.

Исследования, проводившиеся для различных видов кабелей (UTP, П-296, ТРП 2х0,5, RG-6, ШВВП), подтвердили, что применение предкоррекции позволяет значительно скомпенсировать изменение формы цифрового сигнала при прохождении по линии. Этот факт дает основание полагать, что в линиях радиосвязи так же удастся добиться хороших результатов.

Предполагается скорректировать имеющийся способ расчета коэффициентов с учетом особенностей среды распространения радиосигнала. А предкорректор реализовать на отладочной плате Altera Stratix III DSP Development Kit, в состав которой входят основная плата, на которой расположена FPGA Altera Stratix III EP3SL150F1152C2, и плата расширения Data Conversion HSMC.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гроднев И. И., Верник С. М. Линии связи: Учебник для вузов / И. И. Гроднев, С. М. Верник // М.: Радио и связь. – 1988.

2. О дробно-интервальной предварительной коррекции цифрового сигнала в каналах связи / Султанов А. Х., Тлявлин А. З., Багманов В. Х., Любопытов В. С., Адиев Т. И. // Вестник УГАТУ : науч. журн. Уфимск. гос. авиац. техн. ун-та. Т.17, №2 (55). С. 3-13

3. Fischer, R.F.H. Precoding and Signal Shaping for Digital Transmission. – John Wiley & Sons, New York, 2002.

4. Метод предварительной коррекции сигнала для компенсации линейных искажений в металлических кабельных линиях / Султанов А.Х., Тлявлин А.З., Любопытов В.С. // «Вестник УГАТУ», т. 15, 2011, № 1 (41), с. 182-187.

ФАПЧ в формирователе частоты дискретизиции

Капустина А.А.[1]
Научный руководитель — Лосев А.М.[2]
[1]МАИ, Москва; [2]НПО ПАО «Алмаз»
AnnaKapustina1997@yandex.ru

Основным показателем качества преобразования сигнала является отношение сигнал/шум на выходе АЦП [1]. Для дальнейшего увеличения отношения сигнал/шум необходимо уменьшение значения джиттера формирователя частоты дискретизации (ФЧД). В связи с этим важным вопросом, который необходимо решить для достижения предельных характеристик быстродействующих преобразователей сигналов, является формирование дискретизирующего сигнала высокого качества. Это необходимо для того, чтобы не ограничивать динамический диапазон всего устройства преобразования.

Работа посвящена исследованию формирователей частоты дискретизации для аналого-цифрового преобразователя сигналов. Исследованы отдельные функциональные узлы этого устройства и их влияние на результирующие параметры. Приведены сравнительные

характеристики разработанных устройств как на зарубежной, так и на отечественной элементной базе в различном функциональном исполнении. Измерено среднеквадратическое значение джиттера разработанных устройств, которое определяется всеми N активными элементами схемы [1].

Приведена сравнительная таблица операционных усилителей отечественного производства, которые можно использовать в качестве активных элементов в фильтре нижних частот (ФНЧ). Приведены сравнительные характеристики спектральной плотности мощности фазовых шумов генераторов различных производителей, используемых при разработке устройств.

Рассмотрена работа таких важных узлов как частотно-фазовый детектор (ФД), фильтре нижних частот, генератор управляемого напряжения. Нельзя оставить без внимания схемы стабилизации напряжения питания, так как недостаточная экранировка элементов схемы ФАПЧ и недостаточное подавление спектральных составляющих в напряжении питания могут вносить в измеряемый фазовый шум (джиттер) дополнительные спектральные составляющие, тем самым приводя к неустойчивой работе формирователя.

Измерены значения джиттера для формирователя частоты дискретизации, изготовленные на импортной элементной базе (при отстройке от 1 Гц до 20 МГц – 1.2 пс), и на отечественной элементной базе, без схемы распределения сигнала (может увеличить джиттер, при отстройке от 1 Гц до 20 МГц – 880 фс).

Уменьшение джиттера можно обеспечить различными путями: подбором высококачественных элементов (минимально необходимое число качественных компонентов), соответствующим выбором компоновки устройства (не изменяет коэффициента передачи), исследованием спроектированной схемы, оптимизируя по шумовым параметрам, включая источники питания.

Литература

1. Rob Reeder, Wayne Green, and Robert Shillito. Analog-to-Digital Converter Clock Optimization: A Test Engineering Perspective. // Analog Dialogue, vol. 42, February 2008.

Алгоритм обнаружения контуров изображений на фоне аддитивного гауссовского шума в оптико-электронных системах

Карпов С.А., Алейник И.С.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Самойлин Е.А.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
sergei-andreevich@bk.ru

Конечной целью обработки изображений в авиационных и космических оптико-электронных системах является обнаружение объектов и их анализ [1]. Поэтому для большей информативности и упрощения восприятия объектов интереса на изображении обычно пользуются операторами выделения контуров [2,3]. Существующие алгоритмы хорошо справляются с такой задачей. Но эффективность их падает в зависимости от различных факторов, таких как появления помех в результате изменения температуры, влажности, давления. Появляется шум в условиях предельной освещенности (как в условиях слабой освещенности, так и при очень ярком свете), в условиях тумана, облачности и в подобным таким условиями факторам (связанных с искусственным зашумлением и шумов самого приемника). Все указанные помехи имеют различную природу возникновения, но результирующий шум на изображении получается путем их сложения и в общем виде может быть представлен аддитивным гауссовским шумом (АГШ). Выделение контуров известными алгоритмами на фоне шума будет осуществляться с ошибками [4].

В связи с этим целью работы является повышение качества обнаружения контура изображения на фоне АГШ.

Предлагаемый алгоритм выделения контура основан на градиентном подходе. Он по своей структуре напоминает известный оператор Превитта [5], так как при отсутствии шума

он дает аналогичные результаты при выделении контура. При появлении АГШ зна-чения коэффициентов градиентных масок автоматически подстраиваются в зависимости от значения амплитуды шума. Для оценки амплитуды шума вычисляется матрица средне-квадратического отклонения (СКО) шума. При нахождении градиента изображения коэф-фициенты масок принимают взаимозависимые значения, которые рассчитываются по условиям амплитуды шума в аналогичных точках получаемого изображения относитель-но центрального элемента и дают минимальное значение при максимальном шуме, либо наоборот максимальное значение при минимальном шуме. Сумма данных коэффициентов в одной вектор-строке (вектор-столбце) в случае масок Превитта [5], всегда равна трем. Таким образом, вклад полученных масок в контур в некоторой координате будет об-ратно пропорционален величине среднеквадратического отклонения (СКО) помех в дан-ной точке.

Качество выделения контура на фоне АГШ с помощью предложенного алгоритма более высокое по сравнению с известным оператором Превитта. Как показали результаты численных исследований, предложенный алгоритм обнаружения контуров изображений на фоне АГШ может быть использован в различных авиационных и космических оптико-электронных системах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 Краснов А.М. Оптико-электронные системы авиационного вооружения: учебник для слушателей и курсантов ВВУЗов ВВС. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007. 1272 с.

2 Местецкий Л.М. Непрерывная морфология бинарных изображений: фигуры, ске-леты, циркуляры. М.: Физматлит, 2009. 288 с.

3 Самойлин Е.А., Пантюхин М.А. Алгоритм распознавания объектов на основе кластеризации векторов в пространстве коэффициентов аффинных преобразований // Оптический журнал. 2017. Т. 84. № 5. С. 29-37.

4 Пантюхин М.А., Самойлин Е.А., Беляев Р.В., Нагалин А.В. Способ простран-ственной адаптации градиентных масок для оконтуривания объектов на зашумленных изображениях // Радиотехника. 2016. № 32. С. 24-29.

5 Гонсалес Р., Вудс Р. Цифровая обработка изображений. М.: Техносфера, 2012. 1104 с.

Влияние коэффициента вариации на расчет показателей долговечности трансформаторов импульсного типа

Королев П.С.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Жаднов В.В.
ВШЭ, Москва
pskorolev@mail.ru

Вопросы обеспечения надежности радиотехнических устройств (РУ) не теряют актуальности на сегодняшний момент из-за повышающихся требований к их проектированию и дальнейшей эксплуатации в различных климатических условиях. В связи с этим, возрастает и сложность РУ, т.е. нынешние радиотехнические устройства являются сложными электронными изделиями.

Надежность характеризуется несколькими показателями [1], одним из которых является долговечность, учитывающая множество внешних воздействующих факторов (температура, влажность, давление, вибрация и др.) на РУ. К количественным характеристикам показателей долговечности относят вероятность безотказной работы, гамма-процентный ресурс, минимальная наработка, средний ресурс и т.д. [1].

Любое РУ приставляет из себя корпус, в который помещен печатный узел. А печатный узел, в свою очередь, состоит из электрорадиоизделий (ЭРИ), которые принадлежат к конкретному классу, группе и подгруппе. Расчет надежности РУ представляет собой оценку надежности печатного узла, с входящими в него ЭРИ с учетом пайки. И общая надежность РУ будет характеризоваться самым «ненадежным» электрорадиоизделием, т.е. тем ЭРИ, у

которого будет самое высокое количественное значение интенсивности отказов в режиме эксплуатации или хранения.

При расчете показателей надежности, а, в частности, долговечности, особый вклад в количественные значения ее показателей вносит коэффициент вариации. В ОСТ 4.012.013 [2] он принят равным 0.15 (постоянное значение). Однако, по результатам испытаний на надежность можно судить об обратном. Результаты испытаний для конкретного ЭРИ указаны в «Справочник Надежность ЭРИ 2006» [3]. Также, в работе [4] доказано, что выражение, связывающее минимальную наработку с гамма-процентным ресурсом [2] не рационально использовать в данном виде, из-за недостающих коэффициентов, отражающих внешние воздействующие факторы. Но, если использовать в данной форме, то можно показать вклад коэффициента вариации при расчете гамма процентного ресурса.

Рассматривая класс «Трансформаторы» группы «Импульсные», в частности ТИМ250В, коэффициент вариации для данного ЭРИ равен 0.22 для квантиля нормального распределения при 95% вероятности. В свою очередь, квантили могут быть разными по значению для определенной вероятности [2].

Возможна ситуация, когда необходимое электрорадиоизделие, например, трансформатор, не окажется в справочнике [3], тогда возможно использование среднего значения коэффициента вариации для всей группы (подгруппы). Например, для трансформаторов группы «Импульсные» для квантиля нормального распределения при 95% вероятности, он равен 0.218.

В заключении необходимо отметить, что важно уточнять коэффициент вариации для каждого конкретного ЭРИ, если оно указано в справочнике [3]. Если же нужно рассчитать гамма-процентный ресурс для новых (современных) электрорадиоизделий, отсутствующих в справочнике [3], то рекомендуется воспользоваться значением среднего коэффициента вариации для отдельной группы или подгруппы.

Список литературы

1. Животкевич И.Н., Смирнов А.П. Надежность технических изделий. М.: Институт испытаний и сертификации вооружений и военной техники, 2004 - 472 с.

2. ОСТ 4.012.013-84. Аппаратура радиоэлектронная. Определение показателей долговечности. [Дата введения 1985-07-01]. - М.: Москва ВНИИ РФ, 1984, стр. 8. (Руководящий документ).

3. Надежность ЭРИ: справочник. - М.: МО РФ, 2006, стр. 52.

4. Жаднов В. В. Расчетная оценка показателей долговечности электронных средств космических аппаратов и систем // Надежность и качество сложных систем. 2013. № 2. С. 65-73.

Повышение эффективности применения загоризонтных радиолокационных станций путем объединения их в единый РЛК

Котлярова Н.Ю., Мусаева А.А., Болдина И.А.
Научный руководитель — профессор, Климов К.Н.
МАИ, Москва
pumpkin16794@gmail.com

В развитии Вооруженных Сил России особое внимание отводится созданию системы предупреждения о ракетном нападении (ПРН), как основной информационной составляющей системы воздушно-космической обороны.

Ограничения системы ПРН по работе определяются, прежде всего, возможностями её информационных средств, основу которых составляют вновь создаваемые радиолокационные станции (РЛС) по технологии высокой заводской готовности (ВЗГ).

Одним из способов более эффективного использования радиолокационной информации (РЛИ) является переход от однопозиционных РЛС к многопозиционным радиолокационным системам (МП РЛС), состоящим из разнесенных в пространстве передающих и приемных

пунктов (или однопозиционных РЛС), совместно ведущих радиолокационное наблюдение целей.

В соответствии с исходными данными «СИД 2025» существует техническая возможность увода корпуса последней ступени баллистической ракеты (БР) «Трайдент-2» под барьерную зону РЛС системы ПРН. Такая возможность может быть достигнута за счет выбора пространственно-временной структуры удара (районов старта БР, точки прицеливания, схемы разведения боевых блоков, боевого оснащения) и использования энергетики ступени разведения БР для «доразгона» с целью увода траекторий боевых блоков и ступени разведения от траектории КПС.

Объединение отдельных гражданских радиолокационных станций в многопозиционный радиолокационный комплекс позволит повысить живучесть всей системы при выходе из строя одной или даже нескольких РЛС, увеличит точность сопровождения и разрешающую способность. За счет общей обработки радиолокационной информации от разнесенных позиций в несколько раз уменьшится время определения параметров движения помехопостановщиков, существенно увеличится точность определения параметров траекторий целей и помехопостановщиков, а также увеличится пропускная способность всего РЛК по сравнению с входящими в него станциями.

Конечно, создание МП РЛС, давая качественные преимущества по сравнению с однопозиционными системами, приводит к существенному усложнению алгоритмов совместного функционирования, что приводит к дополнительному усложнению алгоритмов обработки сигналов. Однако, реализация предложения не требует выделения дополнительных земельных участков, проведения дорогостоящих строительных работ. По существу, речь идет о создании на одной РЛС дополнительной вынесенной приемной позиции в бесконтейнерном варианте и организации на вычислительном комплексе этой же РЛС совместной обработки текущих измерений координат космических объектов от двух приемных каналов другой РЛС, одновременно сопровождающих один и тот же космический объект. В этой барьерной зоне организуется обнаружение и сопровождение обнаруженных целей и помехоносителей, а также организуется функциональное управление составными частями вынесенного приемного тракта. Использование методов корреляции данных двух приемных трактов позволяет улучшить обнаружение целей на фоне пассивных помех при более низком отношении сигнал/шум, чем в однопозиционных РЛС.

В настоящее время создание и принятие на вооружение многопозиционных комплексов является практически единственным способом одновременного улучшения показателей живучести и информативности РЛС.

Методы оценки воздействия неоднородностей фидерных трактов на распространяющиеся в них волны

Кузьмин Р.Э.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Добычина Е.М.
МАИ, Москва
Kaesoron.1@mail.ru

Для расчёта воздействия неоднородностей фидерного тракта на его амплитудные и фазовые распределения, при разработке делителя мощности для фазированной антенной решётки (ФАР), могут быть использованы различные методы. Достоинства и недостатки этих методов оказывают воздействие как на точность расчётов, так и на их трудоёмкость. Для анализа воздействия неоднородностей в контексте расчёта делителя мощности ФАР необходимо обеспечить учёт воздействия не только плоско-поперечных, но и объёмных неоднородностей. Необходимо провести моделирование конструктивно не обусловленных неоднородностей фидерного тракта, возникающих в процессе монтажа и эксплуатации. Необходим полный спектр характеристик фидерного тракта имеющего неоднородности случайного характера и без них.

В разное время анализ неоднородностей проводился различными методами. Один из методов это рассмотренный в статье М.М. Берсона электродинамический расчёт преобразованных из волны H_11высших типов волн в соединённом при помощи фланцев круглом волноводе с неоднородностью в месте соединения отрезков [1]. Данный метод позволяет рассчитать потери энергии основной волны на прямые и отраженные высшие типы волн в данном волноводе. Недостатком такого метода является то, что при комплексном характере неоднородности или при большом их количестве расчёт становится громоздким.

Другим методом анализа неоднородностей является натурное моделирование фидерного тракта. Например, моделирование переходных устройств или самих трактов [2, 3, 4]. Достоинством этого метода является непосредственность результатов измерения с учётом конструктивных особенностей уже смонтированной линии. Основным недостатком такого метода является дороговизна подобной модели, а также сложность измерений влияния вносимых неоднородностей на параметры линии при их малых размерах относительно длины волны.

Ещё одним методом анализа неоднородностей является полноволновое электродинамическое моделирование в современных программных средах. Подобный метод позволяет провести анализ влияния неоднородностей фидерного тракта на характеристики сигнала во всём рабочем диапазоне тракта. Даёт возможность относительно просто изменять параметры и число вносимых в тракт детерминированных и случайных неоднородностей. Помимо этого, среды для подобного моделирования как правило содержат обширный инструментарий для интерпретации и анализа результатов. Недостатком этих сред является то, что при достаточной сложности фидерного тракта время требуемое на обработку его модели может быть весьма значительным, как и вычислительные мощности.

Современным аналогом полноволнового электродинамического моделирования может служить описание неоднородностей при помощи её параметров, таких как её комплексная проводимость, волновое сопротивление, напряженность поля в месте неоднородности. Численный анализ плоско-поперечных неоднородностей при итерационном подходе (вариационный метод) в первом приближении даёт погрешность вычисления порядка 20%, а при четвёртом 0.5% [5]. Данный метод анализа неоднородностей при современном уровне вычислительных средств позволяет проводить расчёт фидерных трактов с систематическими случайными неоднородностями без существенных временных затрат.

Ни один из выше перечисленных методов не отвечает в полной мере заявленным требованиям. По этой причине При разработке конструкции делителя мощности ФАР таким образом нужно действовать в следующем порядке:

Расчёт возможных плоско-поперечных неоднородностей фидерного тракта вариационным методом;

Корректирование конструкции фидерного тракта с учётом результатов вариационного расчёта;

Полноволновое электродинамическое моделирование многомерных неоднородностей фидерного тракта;

Измерение характеристик натурного макета фидерного тракта, собранного на основе электродинамической модели;

Коррекция и утверждение модели фидерного тракта, на основе экспериментальных данных.

В этом случае вероятность непредвиденных воздействий фидерного тракта на приёмопередающую систему вследствие появившихся на этапе сборки или в ходе эксплуатации неоднородностей будет сведено к минимуму.

Литература.

Берсон М.М. Рассеяние H_11- волны на стыке двух круглых многоволновых волноводов. «Радиотехника и электроника» 1975, 20, 8, с. 1142-1145.

Берсон М.М. Исследование переходных волноводных устройств от стандартных волноводов РРЛ к многоволновым волноводам. «Радиотехника и электроника» 1973, 18, 11, с. 2411-2413.

Берсон М.М. Переходное устройство между двумя круглыми волноводами «Труды Учебных институтов связи», ЛЭИС, 1977, вып. 83, С. 116-119

Gwarek W.K. Analysis of arbitrarity-shaped coaxial discontinuities. 17th «European microwave conference», 1987, pp 911-916.

Донченко В.А., Заргано Г.Ф., Синявский Г.П. Расчёт параметров плоско – поперечных неоднородностей в волноводах сложных сечений в многомодовом режиме. «Известия ВУЗов», 1997, т. 40, №10, стр. 1286-1301.

Особенности распознавания низкоскоростных малозаметных целей

Кутина А.В.
Научный руководитель — к.т.н. Свердлов Б.Г.
МАИ, Москва
terezzka@ya.ru

В течение последних нескольких лет стремительно приобретают популярность беспилотные летательные аппараты (БПЛА), используемые в коммерческих и в некоммерческих целях. Темпы их производства растут, что приводит к снижению их стоимости и доступности для большего числа потребителей. В связи с этим очевидна необходимость в создании средств обнаружения и распознавания БПЛА в воздушном пространстве.

Идентификация и классификация воздушных объектов может осуществляться с помощью РЛС. Сейчас даже с учетом того, что количество БПЛА лавинообразно увеличивается, большинством целей, обнаруживаемых РЛС, остаются летающие птицы.

Существуют различные исследования в области применения радаров для решения ряда орнитологических задач, таких как наблюдение за сезонными миграциями птиц, предотвращение столкновений птиц с воздушными суднами и т.д. Значения ЭПР подавляющего большинства птиц, приводимые в них, близки по значениям ЭПР малогабаритных БПЛА.

В работе рассматриваются некоторые методы распознавания низкоскоростных малозаметных целей с использованием сигнальных признаков. Производятся обработка и анализ РЛ портретов целей, при этом исходные данные представляют собой результаты натурных экспериментов. Основное внимание сосредоточено на поляризационных свойствах отраженных от целей сигналов. Поскольку задача распознавания в общем виде является статистической, строятся плотности распределения значений некоторых признаков. Для рассматриваемой выборки исходных данных особых информативных признаков не выявляется. Авторегрессионным методом строятся параметрические модели спектральных плотностей мощности птиц и БПЛА, включающие в себя более ста реализаций отраженных от целей сигналов.

Результаты работы пригодны для проведения дальнейших исследований в области распознавания целей подобного типа, в частности, параметрические модели пригодны для выявления новых отличительных свойств, характерных различным классам. На конкретном примере в работе можно наблюдать различные отличительные признаки, например, пропеллерную модуляцию и различия в ширине спектров между классами птиц и БПЛА. Также является перспективным расширение задачи распознавания внутри этих двух классов.

Система активной регулировки громкости

Либерман Е.А.
Научный руководитель — Егоров В.В.
МАИ, Москва
efim.12@mail.ru

Сейчас практически в каждом доме используются аудио системы для прослушивания музыки или иных звуковых источников. Независимо от класса данной аппаратуры, начиная от простой аудиосистемы для ПК со звуковой мощностью около 2 Вт и достаточно низкой стоимостью, и заканчивая системами HI-FI класса очень высокой стоимости, для регулировки громкости в них используется обыкновенный механический потенциометр - достаточное простое устройство, позволяющее плавно регулировать громкость звука, а также, главное - пассивное, то есть не потребляющее энергию и не вносящее никаких искажений в сигнал. Но, как и у любого устройства, у него есть свои минусы, а это:

- ограниченное количество одновременно регулируемых каналов
- достаточно высокая стоимость качественного потенциометра
- низкая наработка на отказ (ограниченность числа поворотов, или недолговечность)

Рассмотрим последний минус, самый главный — недолговечность. Со временем резистивная поверхность (графитовый слой) начинает стираться, что приводит к тому, что на определенной громкости в одном из каналов звук становиться заметно тише, или, что еще хуже, пропадает совсем. Устройством становится некомфортно пользоваться, приходится подбирать такую громкость, на которой два канала будут работать одинаково. Я задался вопросом, как можно избежать данной проблемы при разработке звуковой аппаратуры.

Для начала я решил посмотреть, какие способы решения данной проблемы уже существуют. Их оказалось несколько:

- использование цифровых потенциометров.
- использование «ступенчатых» регуляторов громкости.
- применение специализированных микросхем.

Изучив каждый способ замены обычного потенциометра, были выявлены следующие проблемы:

- стоимость при использовании цифровых потенциометров и специализированных микросхем сильно увеличивается.
- Зачастую коэффициент нелинейных искажений у цифровых потенциометров и специализированных микросхем достаточно велик.
- При использовании «ступенчатых» регуляторов громкости нелинейные искажения сигнала почти отсутствуют. Но о плавной регулировке придется забыть, так как плавность будет зависеть от количества так называемых «ступеней» и соответственно чем их больше, тем более плавная получается регулировка, но тогда количество радиоэлементов в схеме резко увеличивается, а из-за этого увеличивается потребление всей схемы.

После анализа данных проблем я задумался о создании собственной системы активной регулировки громкости, которая бы удовлетворяла следующим условиям: дешевизна, минимальный коэффициент нелинейных искажений, минимальное энергопотребление и относительная простота.

В данной работе мною были исследованы имеющиеся системы активной регулировки громкости и на основе полученных мною результатов создана своя система активной регулировки громкости, удовлетворяющая приведенным выше условиям. По итогу разработанной системы собран опытный образец.

Исследование точности многоэтапного алгоритма пеленгации точечных источников излучения на основе параметрического спектрального анализа в условиях многолучевого распространения радиоволн

Мерьков А.Ю.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Сычев М.И.
МАИ, Москва
baracuda1992@ya.ru

В настоящее время методы параметрического спектрального анализа получили широкое распространение в цифровой обработке сигналов, благодаря своей высокой точности и высокой вычислительной мощности современных ЭВМ, позволяющим производить сложные вычисления за короткое время. Основное применение эти методы нашли в задачах оценки центральных частот узкополосных сигналов при наличии аддитивного БГШ. Также данные алгоритмы применяются в пространственно-временной обработке сигналов для определения числа и углового положения нескольких точечных источников узкополосного излучения. Среди этих методов наиболее широко известны: MUSIC, Root MUSIC, EV, ESPRIT. Однако у всех этих методов два серьезных недостатка:

-они не могут работать в условиях многолучевого распространения

-не учитывают конфигурацию антенной решетки (АР), поэтому могут работать только в случае линейной эквидистантной (ЛЭАР) или плоской (ПАР).

Эти недостатки выявляют необходимость в создания такого метода пеленгации, который обладал следующими качествами:

-мог работать в условиях многолучевого распространения

-учитывал все особенности АР: конфигурацию, диаграмму направленности (ДН) элементов, комплексные частотные характеристики приемных каналов, позволяя применять его для любой антенной решетки.

В данной статье рассматривается статистический синтез такого метода, приводятся результаты статистического моделирования работы алгоритма для различных конфигураций АР, в различных тактических ситуациях и приводятся статистический рассчитанные среднеквадратические отклонения (СКО) оценки угловых координат, в зависимости от различных параметров полезных сигналов и помех. На основе этих результатов были сделаны выводы о точности предложенного метода и определенны рекомендации для использования его при различных конфигурация АР.

Алгоритм позволяет существенно повысить точность определения угловых координат (до 0.025 градуса) в системах посадки самолетов при наличии помех, вызванных зеркальным отражением и в системах пеленгации сигналов сотовой связи в условиях плотной городской застройки, вызывающей побочные переотражения радиоволн.

Сравнительный анализ технологии F-OFDM в сетях 5G

Нгуен Кань Конг
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Казаков Г.Н.
МАИ, Москва; Нгеан, Вьетнам
canhcong93@gmail.com

Технология F-OFDM в ближайшее время привлекло внимание как прямое расширение OFDM для удовлетворения разнообразных требований путем дополнительной фильтрации и гибкой адаптации фильтра в соответствии с требованиями к обслуживанию, это могло бы преодолеть недостатки OFDM. В технологии F-OFDM назначенная полоса пропускания разделяется на несколько поддиапазонов (subband), каждый из которых может иметь разную полосу пропускания. Каждый поддиапазон состоит из нескольких поднесущих. Объединив гибкость поддиапазонов и гибкость поднесущих, можно создать очень гибкую структуру подкадра, который может содержать различные типы данных службы в одном и том же

подкадре. Это приводит к улучшению использования спектра. Рассмотрение следующих задач:

Рассмотрение дизайна и реализация фильтров, которые используются в технологии F-OFDM.

Рассмотрение систем передачи F-OFDM сигнала, процесса формирования, передачи и приема F-OFDM сигнала.

Реализация моделирования технологий OFDM и F-OFDM, ориентирована на получение результатов, которые покажут эффективности использования технологии F-OFDM по сравнению с технологией OFDM.

Модулирование осуществляется с помощью программы Matlab.

Список литературы

1. Группа электроники Rohde & Schwarz. 5G Waveform Candidates/Application Note. – Режим доступа: https://cdn.rohde-schwarz.com.

2. Xi Zhang∗ , Ming Jia†, Lei Chen∗ , Jianglei Ma†, Jing Qiu∗ ∗ Chengdu Research & Development Centre, Huawei Technologies Co., Ltd., People's Republic of China. Filtered-OFDM — Enabler for Flexible Waveform in The 5th Generation Cellular Networks. Accepted to IEEE Globecom, San Diego, CA, Dec. 2015.

Двухполяризационный малогабаритный волноводно-рупорный излучатель

Неклюдов Е.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Пономарёв Л.И.
МАИ, Москва
Dirg9876@yandex.ru

В докладе приводятся результаты исследования волноводного малогабаритного двухполяризационного излучателя, работающего в X и более высокочастотных диапазонах. Такой излучатель может быть использован в антеннах, где требуется уменьшение их массогабаритных показателей, особенно это актуально для летательных и космических аппаратов.

Зачастую, в таких системах требуется обеспечить высокоскоростную широкополосную передачу информации. Одним из возможных вариантов решения этой задачи может быть использование антенн с двумя поляризациями. Однако при разработке двухполяризационного излучателя возникает проблема как минимизации габаритных размеров таких излучателей, так и обеспечения высокой развязки между каналами. Решению данной проблемы и посвящена данная работа.

При проектировании таких антенн необходимо обеспечить ряд требований:

1. Минимальные поперечные и продольные размеры
2. Высокий уровень развязки между каналами
3. Достаточно большая полоса частот (не менее 6%).
4. Совместимость конструкции с последующими приёмно- передающими модулями
5. Минимальные весовые характеристики
6. Возможность работы в жестких климатических условиях космоса
7. Достаточная прочность конструкции

Наиболее трудоемким в плане реализации является обеспечение высокой развязки между каналами, минимальных поперечных и продольных размеров, достаточно большой полосы частот (не менее 6%). Несмотря на большое количество работ, посвященных разработке двухполяризационных малогабаритных излучателей, к настоящему времени отсутствует «оптимальный» в смысле удовлетворения вышеизложенным требованиям излучатель. С целью уменьшения размеров антенны, при сохранении высокой развязки, нами была предложена модифицированная схема малогабаритного двухполяризационного излучателя.Достоинством предлагаемой схемы излучателя является возможность практически независимого обеспечения каждого из четырех выше перечисленных параметров: КСВ1, КСВ2, |S12| и уровня высших типов волн в раскрыве рупора. Это

утверждение иллюстрируется результатами моделирования.Представленные характеристики излучателя были получены из условия минимизации КСВ1 и КСВ2 в относительном диапазоне частот 6% при наличии ограничений на габаритные размеры излучателя.

Как следует из представленных результатов, КНД в направлении продольной оси излучателя составляет не менее 7 дБ, что близко к максимально возможному КНД квадратного раскрыва. Так как потери в таком излучателе незначительны, то его коэффициент усиления на средней частоте по величине практически не отличается от КНД.

Таким образом представленный излучатель имеет развязку существенно выше, чем у аналогов.

В рамках данной работы:

1. Определены требования к малогабаритным излучателям для КА.
2. Предложена конструкция и выполнено электродинамическое моделирование двухполяризационного волноводно-рупорного излучателя с высокой развязкой.
3. Рассмотрена возможность использования двухполяризационного волноводно-рупорного излучателя в составе АР.
4. Рассмотренный излучатель может быть использованы в КА следующего поколения.

Применение сигналов с нелинейной частотной модуляцией для повышения характеристик наземной РЛС

Потапов А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Ясенцев Д.А.
МАИ, Москва
art-artomon@mail.ru

Повышение дальности обнаружения целей, как одной из важнейших характеристик РЛС, является сложной технической задачей, решение которой требует комплексного подхода. Определяющей величиной для дальности обнаружения служит энергетический потенциал станции. Для его повышения часто используют сложные сигналы с внутриимпульсной модуляцией, чаще всего частотной, или фазокодовой манипуляцией.

В радиолокационных системах наряду с широко используемыми сигналами с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) могут быть использованы сигналы с нелинейной частотной модуляцией (НЧМ), с использованием различных законов изменения несущей частоты в пределах излучаемого импульса. В работе рассматриваются законы нелинейной частотной модуляции, позволяющие получить низкий уровень боковых лепестков отклика согласованного фильтра. Нелинейная ЧМ в зондирующем сигнале, позволяющая получить низкий уровень боковых лепестков (УБЛ) сжатого сигнала без потери на весовую обработку позволяет также улучшить наблюдаемость целей на фоне различного рода помех.

За время освоения указанных частотно-модулированных сигналов было предложено большое разнообразие законов частотной модуляции для НЧМ сигналов, в частности класс НЧМ сигналов со спектром косинус в n-степени. Достоинством этого класса НЧМ сигналов, по сравнению с другими НЧМ сигналами, является то, что форма и уровень боковых лепестков (УБЛ) отклика согласованного фильтра соответствуют форме и УБЛ взвешенного сжатого ЛЧМ сигнала, которые хорошо известны, поскольку использование

ЛЧМ сигналов в радиолокаторах получило широкое распространение, кроме того были проведены значительные по объёму теоретические исследования подобного типа сигналов.

В данной работе рассмотрен метод увеличения вероятности обнаружения малоразмерных воздушных целей, а именно синтез сигнала необходимого для обеспечения заданных характеристик обнаружения, а также проверка полученных результатов моделирования на реальной РЛС.

Анализ возможности применения системы DVOR/DME для обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома

Рустамов Ю.М.
Научный руководитель — к.т.н. Рубцов Е.А.
СПбГУГА, Санкт-Петербург
u92235@yandex.ru

Анализ возможности применения системы DVOR/DME для обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома.

В последние десятилетия авиационный транспорт развивается особенно интенсивно по всем направлениям. Для решения задач повышения экономичности, эффективности, регулярности, безопасности авиаперевозок совершенствуются воздушные суда, аэропорты, методы летной эксплуатации воздушных судов, а также методы осуществления навигации в полете, главная задача которых – определение местоположения ВС в любой момент времени. Очевидно, что точность определения местоположения играет особо важную роль, особенно в районе аэродрома, где плотность движения ВС весьма высока.

В 1950-х годах прошлого века появилась система ближней навигации VOR/DME, сочетающая в себе азимутальный и дальномерный радиомаяк, позволяющая с помощью соответствующего бортового оборудования определить местоположение ВС по измеренному направлению и удалению от заведомо известной точки установки радиомаяка. На момент появления радиомаяк VOR/DME обладал передовыми характеристиками и не имел аналогов для решения навигационных задач. Радиомаяк DVOR/DME является улучшенной версией маяка VOR/DME с применением эффекта Доплера для увеличения точности определения радиала (азимутальный канал), которая в классическом варианте имеет значительно меньшую точность по сравнению с дальномерным каналом.

Концепция навигации, основанной на характеристиках (PBN – Performance Based Navigation), заменившая собой концепцию, основанную на конкретных видах датчиков, является наиболее перспективной в развитии зональной навигации и повышении эффективности использовании воздушного пространства, особенно в районах аэродромов. Она берет за основу требуемую точность навигации, которую надо обеспечить, не принимая в расчет, какими методами это будет реализовано. Данная концепция позволяет более гибко использовать навигационное оборудование, как наземное, так и бортовое, в том числе то, что уже находится в эксплуатации. Предполагается, что в ближайшем будущем эта концепция, поддерживаемая ИКАО, станет основной для обеспечения зональной навигации.

Одно из рекомендуемых навигационных средств для реализации зональной навигации – применение нескольких дальномерных маяков DME, разнесенных друг от друга таким образом, чтобы бортовое оборудование ВС могло достаточно точно определить свое местоположение, зная удаление от маяков с известными координатами.

Предлагаемый метод – использовать существующие маяки DVOR/DME для обеспечения точной навигации в районе аэродрома. Расчеты и испытания показывают, что данный метод обеспечивает требования спецификации RNAV2 и ниже на всей территории в районе аэродрома на удалении до 80 морских миль, а RNAV1 – на удалении до 23 морских миль.

Из основных преимуществ использования DVOR/DME взамен DME/DME можно выделить более низкую стоимость внедрения системы, включающую в себя лишь расходы на производимые вычисления, испытания, сертификацию и закрепление в нормативных документах, в связи с применением уже существующего оборудования, а также более высокую надежность. Дело в том, что бортовое оборудования на современных воздушных судах включает в себя, как правило, два комплекта оборудования VOR/DME, резервирующие друг друга на случай отказа. Система DME/DME задействует дальномеры из обоих комплектов, что в случае отказа одного из них приведет к неработоспособности системы и невозможности обеспечения точной навигации, тогда как применение DVOR/DME требует работы лишь одного из комплектов.

Таким образом, для внедрения существующего маяка DVOR/DME с целью обеспечения точной навигации в районе аэродрома, необходимо:

- Выполнить анализ на соответствие маяка показателям точности излучаемого сигнала, особенно по азимутальному каналу.

- Выполнить анализ зон закрытия и дальность приема сигналов маяка с требуемыми показателями, сравнив размеры полученной зоны с размерами района аэродрома.

- Выполнить расчет и испытания, доказывающие, с учетом погрешности навигации (NSE) и пилотирования (FSE) обеспечение высокоточной навигации по спецификации RNAV 1 / RNP 1 (RNAV 2 / RNP 2) согласно концепции PBN, а также определяющие условия обеспечения заданной точности, определяющим из которых является удаление от радиомаяка.

Итак, применение радиомаяка DVOR/DME для обеспечения точной навигации в районе аэродрома вместо внедрения системы DME/DME является оптимальным решением, сочетающим в себе достижение приемлемых показателей точности и надежности работы системы, а также значительно более низкую стоимость.

Перспективная многофункциональная единая система вооружения войсковой противовоздушной обороны

Рылев И.Б.
МАИ, Москва
rilev.iv@yandex.ru

Системой вооружения называется совокупность образцов (комплексов) вооружения рода войск (сил), вида ВС и вооружённых сил в целом, предназначенных для выполнения определённых боевых задач.

Развитие системы вооружения противовоздушной обороны (ПВО) началось ещё с 1950-х годов и продолжается в настоящее время. Необходимость её постоянного совершенствования обусловлена, в первую очередь, выполняемыми ею задачами: обнаружение средств воздушного нападения (СВН) противника и оповещение о его действиях прикрываемых войск и объектов; уничтожение СВН противника в воздухе и т.д.

Сложившаяся к настоящему времени система вооружения войсковой ПВО в целом отвечает поставленным перед ней требованиям. Однако с учётом нынешней "неспокойной" геополитической обстановки и бурного развития СВН вероятного противника, перспективным направлением развития является создание единой комплексной системы вооружения войсковой ПВО. Создание такой системы предусматривает интеграцию существующих и будущих видов вооружения войск ПВО и других войсковых соединений в распределённую сеть на базе единого центра командования и управления.

К такой системе будет предъявляться ряд требований. Механизм обеспечения этих требований подразумевает:

1) построение централизованно-сетевого управления (ЦСУ);

2) наличие мобильных, модульных, охватывающих широкий класс боевых задач, оперативно-тактических расчётов ПВО;

3) разработка комплексной системы управления оружием в структуре ПВО;

4) управление боевыми действиями из единого центра.

ЦСУ объединит автономные и локальные ЗРК единой системой, которая может одновременно управлять большим количеством информационных комплексов и боевых средств.

Ориентировочно, разработки в этой области проводятся в три этапа:

1) Современный период: общее управление и командование боевыми действиями подразделений войсковой ПВО из единого центра; совершенствование существующих образцов техники.

2) Общее управление и командование боевыми действиями подразделений войсковой ПВО в структуре ЦСУ на базе комплексной системы управления оружием; формирование

единого комплексного информационного поля о воздушной обстановке в ходе боевых действий, разработка усовершенствованных каналов связи для передачи данных; формирование общего информационного оперативного пространства над театром военных действий на базе данных, поступающих от военных (разведывательных) и гражданских (в том числе международных) корпоративных информационных центров, функционирующих в рамках ЦСУ и согласующихся на всех эшелонах ПВО.

3) Функционирование сетевой единой эшелонированной системы войсковой ПВО при командовании и управлении боевыми действиями из единого центра по уничтожению всего арсенала атакующих СВН противника.

При реализации единой системы вооружения войсковой ПВО на базе централизованно-сетевого управления подразделениями войсковые формирования и командиры всех уровней приобретут эффективное и многофункциональное средство защиты.

Навигация БПЛА посредством применения облачных вычислений: структурная схема и перечень потенциальных угроз

Садовская Е.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Куприянов А.И.
МАИ, Москва
elena_93@list.ru

Современные технологии активно внедряются в развитие систем беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Однако это требует постоянного пересмотра выдвигаемых требований к каналам информационного обмена между БПЛА и наземным комплексом управления (НКУ), что приводит к повышению сложности комплекса, а также стоимости его эксплуатация. Актуальной задачей является постоянная корректировка параметров полета БПЛА и передача данных полезной нагрузки с летательного аппарата на наземный комплекс. Для этого необходимо обеспечить передачу большого объема данных при заданных полосах пропускания, вероятности битовой ошибки и других требуемых параметров для больших расстояний. Минимизация габаритов приемопередающего и антенно-фидерного оборудования так же является важной задачей при проектировании БПЛА.

Применение облачных вычислений может решить описанные выше задачи. Облачные вычисления — это концепция, подразумевающая обеспечение удаленного сетевого доступа по требованию к общему пулу, конфигурируемых вычислительных ресурсов. Достаточно обеспечить БПЛА возможностью подключения к интернету и задать с какой частотой необходимо подключаться к облаку и корректировать параметры полета, при помощи хранимых в нем алгоритмом для расчёта и корректировки параметров БПЛА для обеспечения достижения им заданной цели.

Поскольку облачные технологии являются сетевыми беспроводными технологиями, вся информация передается через внешнюю среду, являясь более доступной для захвата злоумышленником. Для создания методов парирования возможных атак необходимо составить список потенциальных угроз для структуры «облако–БПЛА». В ее состав входят следующие основные элементы:

- наземный пункт — пункт управления, отвечающий за управление структурой «БПЛА–облако»;
- кластерный сервер — облачное хранилище, которое будет хранить летные параметры БПЛА, а также алгоритмы их обработки;
- распределитель нагрузки — элемент, распределяющий равномерную нагрузку при управлении роем БПЛА;
- сервер авторизации — элемент, проверяющий наличие прав доступа БПЛА к облаку;
- информационный канал связи — канал, посредством которого будет проходить передача данных между БПЛА и облаком;

- БПЛА — беспилотный летательный аппарат, коррекция координат которого будет происходить при помощи облачных вычислений.

Опираясь на предложенную схему компонентов инфраструктуры «БПЛА–облако», можно выделить класс потенциальных для нее угроз:

- угрозы аппаратной части;
- угрозы программной части;
- угрозы, связанные с уязвимостью информационного канала связи.

При составлении списка угроз для аппаратной части можно выделить следующие группы угроз:

- механические — к данному типу угроз можно отнести любое умышленное\случайное повреждение аппаратной части. Например, попадание жидкости на радиоэлектронные компоненты сервера;
- климатические — так, содержание аппаратуры в помещении с повышенной влажностью может стать причиной повреждения серверов и их комплектующих;
- эксплуатационные — при неправильном использовании аппаратной части, например, повышенным нагрузкам на процессор или регулярным скачкам напряжения, срок работоспособности аппаратуры сильно уменьшается.

При составлении списка угроз, связанных с уязвимостью информационного канала связи можно выделить следующие группы:

- Воздействия на канал связи злоумышленником – различные искажения, уничтожения и блокирования информации;
- Климатические – в различных географических зонах могут возникнуть проблемы с приемом и передачей сигналов из-за особенности местности или среды распространения.

На основе сформированных списков основных потенциальных угроз для предложенной структуры, необходимо разработать методы парирования угроз и предложить методы повышения уровня безопасности передачи и хранения данных. Это и является следующим направлением исследования.

1. Masrat Yousuf Pandith . Data security and privacy concerns in cloud computing. Internet of Things and Cloud Computing 2014; 2(2): 6-11

2. Bertion, E., Paci, F., & Ferrini, R. (2009). Privacy-Preserving Digital Identity Management for Cloud Computing. IEEE Computer Society Data Engineering Bulletin, pp. 1-4, March 2009.

3. Biggs & Vidalis (2009). Cloud Computing: The Impact on Digital Forensic Investigations. In Proceedings

of the 7th International Conference for Internet Technology and Secured Transactions (ICITST'09),

London, UK, November, 2009, pp. 1-6,

4. Клементьев И.П. Устинов В.А. Введение в Облачные вычисления. УГУ, 2009. - 233 с.

5. Веремеенко К.К., Желтов С.Ю., Ким Н.В., Себряков Г.Г., Красильщиков М.Н.Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратах

Исследование влияния коэффициента широкополосности на характеристики сжатия дискретно-кодированных по частоте сигналов Костаса

Сапронов Д.И.

Научный руководитель — доцент, к.т.н. Каменский И.В.

МАИ, Москва

danil.sapronov@yandex.ru

С 50-ых годов XX-ого века для анализа характеристик сигнала на выходе согласованного фильтра используется функция неопределённости (ФН). ФН представляет свёртку сигнала со своей комплексно сопряжённой копией, сдвинутой по времени и частоте, где сдвиг по времени отображает задержку сигнала на распространение, а сдвиг по частоте

отображает влияние эффекта Доплера за счёт относительного радиального движения цели и локатора.Ограничениями такой «классической» ФН являются использование полной копии опорного сигнала в качестве принимаемого, а также упрощение влияния эффекта Доплера до одинакового сдвига по частоте всех спектральных составляющих опорного сигнала, что делает невозможным оценить влияния широкополосности сигнала и искажений в структуре сигнала. В таких случаях целесообразно использовать обобщённую или широкополосную функцию взаимной неопределённости (ШФВН), представляющую собой свёртку принятого искажённого сигнала и масштабированного по времени, а также сдвинутого во времени опорного сигнала, нормированного к общей энергии сигнала. Если принятый сигнал является неискажённым, то модуль ШФВН обладает свойствами, схожими с «классической» ФН, такими как единичный уровень нормированного значения центрального максимума и постоянство объёма трёхмерного тела функции. В данном докладе представлено аналитическое выражение широкополосной функции взаимной неопределённости. Используя полученное выражение, разработана программа на языке MATLAB, при помощи которой исследовано влияние широкополосности сигнала на характеристики ФВН для дискретно-кодированных по частоте сигналов (ДКЧС) с кодированием частот кодами Костаса различной размерности. Для наглядности полученные результаты сравниваются с результатами для ДКЧС со ступенчатой линейно-частотной модуляцией той же размерности и с таким же коэффициентом широкополосности.

Интерактивная аналитическая компьютеризированная модель для расчёта и исследования апериодических усилительных каскадов с различными цепями обратной связи

Сахарчук В.В.
Научный руководитель — к.т.н. Печаткин А.В.
РГАТУ им. П.А. Соловьёва, Рыбинск
Student-Rts-3@yandex.ru

Электронные усилители являются одними из самых массовых представителей сложнофункциональных узлов электронных и радиоэлектронных изделий, в том числе, формируемых непосредственно на кристалле или «напечатанных» с помощью «функциональных чернил» на гибкой пластикой или металлизированной подложке с помощью функциональной аддитивной струйной 3D технологии.

В зависимости от своего назначения они могут обладать различными параметрами и реализовываться с различными цепями обратных связей и способами задания точки покоя. Следовательно, детальное изучение и исследование (например, с помощью компьютерных имитационных технологий) принципов, особенностей и ограничений функционирования и расчёта потенциально применимых в проектируемом изделии электронных усилительных каскадов, а также влияния на основные показатели качества того или иного компонента и вида отрицательной обратной связи, имеет важное значение при подготовке радиоинженера.

Как правило, учебный процесс подготовки специалиста в области проектирования радиоэлектронных средств содержит самостоятельную дисциплину, изучающую усилительные каскады, или отдельные разделы разных дисциплин, в которых рассматриваются подобные вопросы. В обоих случаях, каждый студент в отведённом рабочим учебным планом временном объёме практических и лабораторных занятий изучает и непосредственно рассчитывает, моделирует, исследует ограниченное количество вариантов реализации усилительных каскадов.

Это утверждение справедливо и для самостоятельной внеаудиторной работы, проявляющейся в выполнении тематической расчётно-графической или курсовой работы.

При подготовке бакалавров направлений 11.03.03 «Конструирование и технология электронных средств» и 11.03.04 «Электроника и наноэлектроника» на кафедре радиоэлектронных и телекоммуникационных систем (РТС) Рыбинского государственного

авиационного технического университета имени П.А. Соловьёва базовые знания в области электронных усилителей формируются в дисциплине «Компьютерное моделирование». Рабочей программой этой дисциплины предусмотрен компьютерный лабораторный практикум и выполнение расчётно-графической работы (РГР) по индивидуальному заданию. РГР предусматривает детальный аналитический расчёт и проведение виртуального компьютерного исследования многокаскадного усилителя, в состав которого входят биполярный и полевой транзисторы, реализованные по одной из возможных схем с резистивной, апериодической и частотно-избирательной нагрузками (в виде одиночного колебательного контура или системы связанных контуров).

Сложность и объем выполнимого задания позволяет детально изучить только схемы, входящие в состав анализируемого изделия, и не способствует сравнению этих схем с другими типовыми решениями и реализациями, ограничивая, тем самым, область практических знаний, умений и навыков выпускника.

Для решения этой задачи силами СКБ кафедры РТС разработана и успешно внедрена в учебный процесс интерактивная аналитическая платформа (интерактивная консолидирующая информационная среда) на базе табличного процессора Excel и VBA, позволяющая оперативно провести расчёт и визуализированный комплексный анализ апериодических усилительных каскадов на базе полевого и биполярного транзисторов с одними и теми же параметрами, а также изучить влияние каждого активного и пассивного компонента на показатели качества и частотные характеристики усилительного каскада в реальном времени с помощью интегрированных элементов управления и консолидации данных.

Разработанная аналитическая платформа представляет собой многослойную структуру, позволяющую проводить как независимый расчёт по каждой из 10 созданной на сегодняшний день модели усилителей (9 на базе биполярного транзистора и 1 – на базе полевого транзистора с управляющим pn-переходом), так и глобальный расчёт всех имеющийся схем на основе единых данных.

Если введённые данные не позволяют реализовать ту или иную схему и транзистор выходит из линейного режима, то ячейки, содержащие нереализуемые параметры, окрашиваются в алый цвет, а ячейки, содержащие пограничные значения, – в розовый.

В процессе проектирования пользователь, может оперативно изменять значение любого исходного параметра, наблюдая за изменением численных значений токов, напряжений, коэффициентов усиления по току, напряжению, мощности, а также за изменением дополнительно сдвига фазы выходного сигнала на заданной частоте, коэффициента нестабильности тока покоя коллектора и глубины отрицательной обратной связи по постоянному напряжению.

Кроме того, в рабочем пространстве активного окна присутствуют: схема усилительного каскада с интерактивно изменяющимися значениями токов и напряжений в основных узлах, осциллограммы входного и выходного сигналов, амплитудно-частотная и фазочастотная характеристики, также информационное табло о линейном или линейном режиме работы транзистора.

Рупорная антенна X-диапазона длин волн изготовленная методом 3D печати

Снастин М.В., Харалгин С.В., Котельников А.Б.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Добычина Е.М.
МАИ, Москва
mexanizmys@ya.ru

Задачей исследований является проработка одного из вариантов по быстрому и дешёвому макетированию устройств СВЧ, в частности антенн. В представленной работе производится оценка возможностей 3D печати применительно к технике СВЧ. В работе рассматривается рупорный излучатель изготовленный при помощи 3D принтера. При условии, что относительно дешевые полимеры используемые в 3D печати являются

диэлектриками, то для ограничения распространения электромагнитной волны во всех направлениях необходимо создание проводящего слоя на поверхности распечатанной модели. В работе металлизация диэлектрических поверхностей антенны произведена путем нанесения на внутренние поверхности рупорной антенны алюминиевого скотча.

Первым этапом проектирования рупорного излучателя являлось моделирование в одной из известных систем автоматизированного проектирования. При моделировании оценивались: КСВн, диаграмма направленности, поверхностные токи. В работе проведена оценка полосовых свойств антенны изготовленной представленным методом.

После изготовления антенны последовал этап измерения и верификации характеристик. При помощи стандартного коаксиально-волноводного перехода рупор был подключен к векторному анализатору цепей с дальнейшим съемом характеристик излучения в дальней зоне. Измерение главных сечений диаграммы направленности производилось в измерительно-вычислительном комплексе на базе безэховой камеры МАИ. Также измерению подвергался КСВн антенны. Сравнение экспериментальных данных с результатами моделирования показали хорошую степень сходимости.

Исследования проведены и доклад подготовлен в рамках выполнения в научно-производственном центре радиоинформационной метрологии (НПЦ РИМ) МАИ государственного заказа «Обеспечение проведения научных исследований» по теме № П7341-04000.

Список литературы

1. Д. М. Сазонов, А. Н. Гридин, Б. А. Мишустин Устройства СВЧ: учеб, пособие для вузов. – М.: Высш. Школа, 1981. –295с.

2. Воскресенский Д.И., Гостюхин В.Л., Максимов В.М., Пономарев Л.И. Устройства СВЧ и антенны. – 2-е изд. – М.: Радиотехника, 2006. –376 с.

3. S.F. Gregson, J. McCormick, and C.G. Parini, Principles of Planar Near-Field Antenna Measurements, The Institution of Engineering and Technology, IET Electromagnetic Waves series 53, 2007

Лазерная система поиска самолета Сигизмунда Леваневского

Субботин П.В., Балыклейский Ф.В., Мальцев Н.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Меркишин Г.В.
МАИ, Москва
subbotin.p@mail.ru

Рассматривается принцип поиска различных объектов, например, самолетов, вертолетов, потерпевших крушение, или затонувших кораблей под толщей воды и один из возможных вариантов реализации данной системы.

Актуальность задачи обуславливается сложностью и высокими затратами финансовых, людских и технических ресурсов при поиске объектов под толщей воды. В качестве примера можно привести обширную программу по поиску самолета Сигизмунда Леваневского, летевшего из Москвы через Северный полюс в Фэрбенкс, штат Аляска, США и потерпевшего авиакатастрофу где-то в районе Северного Ледовитого океана. Поиски затонувшей машины ведутся специалистами долгие годы, потрачено много финансовых, временных и людских ресурсов. По информации из открытых источников обломки самолета предположительно находятся в море Бофорта, штат Аляска, США. Найдено около 20 аномалий, то есть мест, где под толщей воды могут находиться какие-то посторонние для морского дна предметы. Обследование каждой аномалии на лодке, используя водолазов и специальное оборудование, приведет к большим временным и финансовым затратам. Глубина моря оказалась невелика, около 6 метров, что позволяет использовать предложенную далее систему.

Предлагается устройство, состоящее из излучателя, представленного линейкой лазеров, работающих на длине волны 0,51-0,55 мкм (зеленый цвет), линейки фотоприемников, АЦП, ЭВМ и системы отображения данных, установленной на месте оператора. Длина волны

выбрана из условия возможного применения устройства, а именно, зеленый цвет меньше всего поглощается в водной среде, соответственно становятся ниже энергозатраты.

Принцип работы устройства заключается в том, что лазерный луч, промодулированный по амплитуде (либо по интенсивности), свободно проходящий через толщу воды будет отражаться от дна обследуемого водоема и от объектов, находящихся там. Тогда информация будет заключаться в огибающей оптического излучения. Линейка лазеров используется для покрытия большей площади за один пролет ЛА. По принятому сигналу, обработанному по определенному алгоритму, можно будет создать карту подводной поверхности, выводимую на рабочее средство отображения оператора в реальном масштабе времени. Оператор в свою очередь сможет определить габаритный и более ярко подсвеченный предмет на фоне поверхности, а также структуру изображения и сделать вывод о местонахождении искомого объекта.

В перспективе данное устройство может быть установлено на борту беспилотного летательного аппарата (БПЛА) и в комплексе работать автоматизировано, затраты на специалистов могут сократиться до одного оператора, также это приведет к экономии топлива и удешевлению всего мероприятия по поиску.

1. Патент на полезную модель №69647: «Устройство формирования изображения подводных объектов».

2. Меркишин Г.В. Приемные устройства оптического диапазона: структура, оптика: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 28с.: ил.

3. Добровольский А. Тайна исчезнувшего самолета Леваневского: подводные аномалии ждут ученых // Московский комсомолец. 2017. № 173. С. 6.

Проблемы применения LPWAN сетей при организации группового взаимодействия

Талаев А.Д.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Бородин В.В.
МАИ, Москва
talaev.ad@yandex.ru

Основной тенденцией в развитии инфокоммуникационных технологий стали концепции «Интернет – вещей» и M2M-индустрия с использованием сетей LPWAN (Low Power Wide Area Networks). В течение нескольких лет ожидается серьезное увеличение количества беспроводных датчиков. Концепции нацелены на обеспечение масштабируемости, высокой автономности сети, расширенного охвата, энергоэффективности датчиков и низкой стоимости для конечных пользователей.

Для повышения эффективности сенсоров, перспективным выглядит создание сетей группового взаимодействия, где происходит объединение отдельных полей датчиков в единую сеть для выполнения задач. Групповое взаимодействие подразумевает работу на достаточно малой территории.

При развёртывании сетей группового взаимодействия на основе LPWAN необходимо учитывать технические, законодательные и другие ограничения. Для этого следует обратить внимание на ограничения местного законодательства, накладываемые на диапазоны рабочих частот, мощности и скважности систем. Технические ограничения заключаются в том числе и в допустимом количестве конечных узлов на один шлюз. Отдельно следует выделить выбор правильной концепции развития сетей LPWAN в регионе.

Основные ограничения возникают в частотных диапазонах работы сетей LPWAN. Рассматривая применение этих сетей, например, широкополосную LoRa или узкополосную Sigfox, стоит отметить, что в России используются отличные от Европы частоты. Так в диапазоне ISM 868 МГц для устройств доступны только две полосы частот: 864,0-865,0 МГц с периодом активной работы не более 0,1 % и 868,7-869,2 МГц без таких ограничений с допустимыми мощностями от 10 до 27 дБм в зависимости от конкретного поддиапазона.

Согласно стандарту LoRa, конечное устройство обязательно должно поддерживать работу трех каналов шириной 125 КГц. Это условие требует конечного оборудования, способного работать на заданных каналах.

Для LPWAN сетей рекомендуется обеспечение обратного канала связи для квитирования переданных пакетов информации. Необходимость этого приводит к снижению пропускной способности сети. К основным факторам, влияющим на пропускную способность, также можно отнести вынужденные перерывы в передаче для соблюдения условий рабочего цикла, и необходимость резервирования канала для квитирования.

В LoRa квитирование может производится несколькими способами и определяется типом конечного узла и желаемой энергоэффективностью. Возможные варианты работы конечных узлов на прием: по расписанию, после передачи и постоянное прослушивание эфира.

Расчёты показывают, что при заданных условиях, в частности при полосе канала в 125 КГц, количество конечных узлов на один шлюз ограничено несколькими сотнями. Время в эфире, в зависимости от ширины спектра, может изменяться от миллисекунд до десятков секунд. Сегодня сети LoRa развертываются по модели сотовой сети с максимизацией охвата территории одним шлюзом. В системе используется доступ на основе ALOHA, который при этом является неоптимальным при увеличении трафика системы, и есть необходимость использования более эффективных механизмов доступа к каналу. Увеличение количества конечных устройств разных приложений в общей инфраструктуре также создает дополнительные проблемы в их координации. Эти особенности ставят под сомнение возможность развертывания сверхнадежных сервисов в крупномасштабных сетях LoRa.

С другой стороны, в узкополосной системе LPWAN SigFox, квитирование ограничено, однако механизмы взаимодействия без подтверждения эффективны только на низких значениях траффика, что малоприменимо для высокоинформативных приложений. Узел SigFox отправляет три последовательных пакета на трех случайных несущих частотах. Передача занимает 6 секунд. Согласно ограничениям определено, что одно устройство может отправить в день до 140 сообщений, при этом одно сообщение содержит до 12 байт полезной информации. Обратный канал позволяет передать 4 сообщения из 8 байт полезной информации в сутки для каждого конечного устройства. Работа обратного канала осуществляется по расписанию.

Использование группового взаимодействия сенсорных сетей на основе LPWAN представляется возможным, однако требуются решения по повышению устойчивости систем при увеличении количества узлов в ограниченном пространстве с изменяющимися условиями распространения. Отсутствие координации при развертывании различных решений LPWAN в городских условиях может привести к уменьшению пропускной способности из-за коллизий и увеличению количества служебного траффика в эфире.

В связи с ростом количества узлов в сетях и при реализации группового взаимодействия, происходит повышение загрузки сети. Возникает необходимость использования новых технологических и алгоритмических решений, например, пространственное разделение с использованием секторных антенн или расширение существующих полос ISM.

Верификация протокола XMPP и его составных частей на основе комбинированного использования VRS и TAT

Тананаева А.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Карпухин Е.О.
МАИ, Москва
tananaeva13@mail.ru

Одной из наиболее интенсивной развивающихся моделей, активно использующих ИКТ-технологии, является так называемый Интернет вещей (IoT). Основой данной концепции является идея создания единой общей виртуальной среды для взаимодействия "умных"

устройств, в которых используются новейшие ИКТ-технологии. В первую очередь, к таким "умным" вещам можно отнести смартфоны, мобильные датчики и др. Но с каждым днем список устройств и вещей, которые могут подключиться к сети и интегрироваться в единое виртуальное пространство глобальной сети, все возрастает.

Для организации взаимодействия устройств в IoT-сети существует протокол XMPP, который рассчитан на выполнение определенного круга задач. Среди критериев для оценки его возможностей стоит выделить способ адресации, масштабируемость, надежность, безопасность.

Из-за широкого распространения информационных сетей и развития новых сетевых услуг происходит непрерывное увеличение новых угроз безопасности обмена информацией, что приводит к усложнению процедуры верификации и анализа протокола передачи данных. В настоящее время существует достаточно большой круг методов верификации протокола, однако не все из них эффективны и надежны.

Цель работы заключается в верификации протокола XMPP с помощью VRS (Verification of Requirement Specifications) в режиме проверки на модели (model checking).

Для проверки спецификации XMPP, был использован такой инструмент, как VRS. Он позволяет автоматически создавать модель поведения системы в виде состояний. VRS создает дерево поведения на основе результатов обхода этой модели. В полученном дереве каждый путь представляет один из сценариев поведения системы. Таких путей может быть бесконечно много, и возникает следующая задача о выборе оптимального количества путей для максимального покрытия системы.

Для автоматизации тестирования все имеющиеся требования, описанные в спецификации протокола XMPP, были приведены к формату MSC-диаграмм. На основе MSC-диаграмм с помощью TAT (Test Automation Toolset) были сформированы автоматизированные тестовые наборы и проведено тестирование.

Результатом работы является набор тестов и средств для проведения верификации протокола XMPP. Таким образом, при верификации протокола решаются основные задачи: доказательство корректности протокола и оценку его эффективности. Эти задачи являются приоритетными, поскольку наличие дефектов в исходных спецификациях представляет собой один из наиболее дорогостоящих типов ошибок. Исправление ошибок после реализации (программно или аппаратно) некорректно составленного протокола может повлечь за собой очень значительные затраты. В процессе верификации устанавливается возможность неограниченно повторять процесс взаимодействия систем.

Список использованной литературы

1. Мазилов Д.В. Модель организации инфраструктуры облачного решения для Интернета вещей на основе технологий SDN и NFV / В сборнике: Компьютерные науки и информационные технологии Материалы Международной научной конференции. 2016. С. 253-256.

2. Марченков Е.Ю., Котляров В.П. Остаточное тестирование клиентского приложения по протоколу XMPP / Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. Информатика. Телекоммуникации. Управление. 2014. Т. 3. № 80. С. 242-246.

Общий подход к разработке аварийного амортизатора для антенных конструкций

Туркичева С.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Сидоренко А.С.
МАИ, Москва
turkichevasvetlana@yandex.ru

В процессе работы антенны, при проведении сканирования, возможны отказы системы управления ее движением, приводящие к возникновению неуправляемого режима вращения

антенной конструкции. Для устранения неуправляемого вращения в конструкцию антенной системы необходимо включать устройство (аварийный амортизатор) позволяющее остановить неуправляемое вращение антенны таким образом, чтобы в элементах антенной конструкции не превышались допустимые уровни деформаций. В настоящее время в конструкциях антенных систем аварийные амортизаторы не применяются. В то же время известен случай штатной остановки антенной системы, который привел к разрушению несущей конструкции антенны и опрокидыванию антенного полотна.

Поэтому при разработке антенных комплексов различного назначения, содержащих апертурные антенны, фазированные антенные решетки, активные фазированные антенные решетки, являются актуальными задачи разработки конструкций аварийных амортизаторов, а также и исследования динамического состояния антенных конструкций при аварийном торможении.

Разработка аварийного амортизатора усложняется значительным разнообразием антенных конструкций, а также большим диапазоном масс эксплуатируемых антенных систем, от нескольких десятков килограмм до нескольких десятков тонн. Проектирование аварийных амортизаторов может основываться на уже известных механизмах торможения вращающихся механизмов, например механизмов грузоподъемных устройств. Однако такие устройства относительно сложны и громоздки, так как рассчитаны на многократное срабатывание. Представляется перспективным использование относительно простых и компактных систем торможения, проектируемых на однократное срабатывание. К таким относятся устройства, в которых торможение происходит путем поглощения кинетической энергии движущейся конструкции путем смятия или срезания специальных элементов (крешеров) из пластичного материала с высокой удельной энергией пластического деформирования. К таким материалам относятся, например, свинец, отожженные медь и алюминий, пеноалюминий.

Относительно простыми и эффективными являются также системы торможения, используемые при посадке космических спускаемых аппаратов (СА), в которых частичное гашение скорости проводится путем кратковременной работы тормозных реактивных двигателей. Например, СА космического корабля «Восход» имел парашютно–реактивную систему приземления с тормозным пороховым двигателем, размещенным в подвесной системе основного блока парашютов. Экипаж (три космонавта) размещался в креслах, имевших амортизаторы и профилированные ложементы. Парашютная система и пороховой двигатель находились в парашютном отсеке СА. Включение порохового двигателя мягкой посадки производилось при контакте с грунтом трубчатой штанги, выходящей днища СА после отстрела теплозащитного щита примерно на 3 м вниз. Штанга формировалась путем сматывания с катушки пружинной ленты и ее сворачивания в трубку. При контакте штанги с грунтом включалась двигательная установка, уменьшавшая скорость снижения СА до штатной (2–4 м/с). Последующее полное торможение СА происходило за счет смятия днища и местного деформирования грунта. Дополнительное гашение посадочного удара для экипажа производилось срабатыванием крешерных устройств в узлах крепления кресел.

Таким образом, известные способы и механизмы торможения СА при посадке могут быть применены в различных комбинациях при разработке устройств для аварийной остановки антенных систем.

Список литературы

1. О.И. Крахин, Б.А. Левитан, А.П. Кузнецов Стационарные антенны. Расчет проектирование конструкций. М.: Машиностроение, 2014. —198 с.

2. Котляревский В.А., Забегаев А.В. Аварии и катастрофы. М.: АСВ, 1998. —204 с.

3. Yohanna M.F. Wahba B.Sc.(Hons), M.A.Sc.,P.Eng.,P.E. Static and dynamic analyses of guyed antenna towers. Windsor, Ontario, Canada. 1999.

Проектирование перепрограммируемого SDR-приемника на ПЛИС с использованием методов МОП и автоматической генерации кода

Тяпкин П.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Важенин Н.А.
МАИ, Москва
tjapkinp@yandex.ru

Цель данной работы – демонстрация возможностей современных методов модельно-ориентированного проектирования и автоматической генерации кода при реализации перепрограммируемого SDR-приемника.

Программно-определяемая радиосистема (SDR, software-defined radio) является актуальной технологией, смысл которой заключен в преобразовании принятого сигнала в цифровую форму и дальнейшую его обработку. Основная цифровая обработка сигнала в SDR зачастую производится с помощью персонального компьютера, что позволяет сэкономить на элементной базе. Благодаря программной переконфигурации появляются широкие возможности по приему и обработке сигналов.

Проектирование приемника данным способом можно разделить на следующие этапы:

1. Теоретическое обоснование проекта, выбор диапазона (рабочих) частот приемника, приемной антенны, АЦП, типа и семейства ПЛИС, оборудования для связи с ПК и необходимый софт для взаимодействия;
2. Реализация проекта в среде Simulink, отладка полученного проекта. Далее, в зависимости от семейства выбранной ПЛИС – сгенерировать и оптимизировать код;
3. Произвести симуляцию полученного кода в среде ModelSim;
4. Полученный HDL-код требуется объединить в Quartus (Выбрана ПЛИС семейства ALTERA), дописать интерфейсы для взаимодействия с ПК, произвести симуляцию проекта в Modelsim, назначить контакты ввода/вывода на ПЛИС;
5. Сгенерировать прошивку ПЛИС, проверить результаты работы проекта на отладочной плате.

По результатам данной работы можно сделать вывод о том, что методы модельно-ориентированного проектирования, реализованные в Simulink, являются достойной альтернативой стандартным методам разработки оборудования.

Моделирование антенных систем спутникового телевидения

Фам Винь Ван
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Овчинникова Е.В.
МАИ, Москва
oea8888@gmail.com

В современных системах непосредственного телевизионного вещания в настоящее время наметился переход от апертурных антенн к антенным решеткам. Это связано с обеспечением более высокого потребительского качества. Модернизация систем спутникового телевидения проводится с целью повышения информационной емкости телевизионных каналов для увеличения объема и качества передаваемой информации. Для этих целей перспективным направлением является разработка и создание антенных решеток, которые позволяют проводить обработку сигналов.

Начиная с 90-х годов небольшие спутниковые антенны для приема в Ku-диапазоне стали выпускаться в России и за рубежом. Все решетки выпускались в печатном исполнении, так как печатная технология в настоящий момент достаточно хорошо освоена и позволяет реализовать компактные, недорогие антенны, хорошо совместимые с цифровыми устройствами управления и обработки информации. Однако типовые печатные антенны имеют узкую рабочую полосу частот. Поэтому для расширения рабочей полосы или реализации диапазонной работы применяется совмещение излучателей различных

диапазонов в одном раскрыве, а также используется широкополосная или диапазонная распределительная система.

Широко применяемые на практике параболические зеркальные антенны с механическим или электромеханическим сканированием требуют применения громоздких поворотных устройств, имеют значительные продольные габариты, а также чувствительны к осадкам и воздействию окружающей среды. Поэтому перспективным направлением является разработка антенных решеток (АР) спутникового телевидения.

Для расширения рабочей полосы или реализации диапазонной работы применяется совмещение печатных излучателей различных диапазонов в одном раскрыве, а также используется широкополосная или диапазонная распределительная система. Кроме типовых печатных антенн, в настоящее время разработаны и широко применяются на практике широкополосные антенны.

Антенная решетка системы спутникового телевидения, устанавливаемая на ретрансляторе, должна обеспечивать работу в двух диапазонах частот. При работе на прием используется нижний поддиапазон Ku-диапазона от 10,7 до 12,75 ГГц и линейная горизонтальная поляризация. Для передачи используется верхний поддиапазон Ku-диапазона от 12,75 до 14,75 ГГц и линейная вертикальная поляризация.

В докладе рассмотрены двухдиапазонные антенные решетки систем спутникового телевидения. Отмечены достоинства и недостатки таких антенн по сравнению с широко применяемыми зеркальными антеннами. Разработана конструкция двухдиапазонного микрополоскового излучателя. Проведена параметрическая оптимизация излучателя с целью улучшения частотных характеристик согласования. Разработаны модели расчета отдельных элементов и решетки из широкополосных микрополосковых излучателей с применением современных пакетов прикладных программ, применяемых для расчета антенн и устройств СВЧ. Определены характеристики направленности и частотные характеристики излучателей микрополосковой антенной решетки, работающей в режиме приёма и в режиме передачи. Показана возможность совместной независимой работы передающего и приемного каналов антенной решетки за счет развязки по поляризации. Определены характеристики направленности микрополосковой антенной решетки и антенной решетки, выполненной по технологии гальванопластики, работающей в режиме приёма и передачи.

Исследование неортогонального частотного мультиплексирования сигналов N-OFDM

Фам Хю Хоанг
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Казаков Г.Н.
МАИ, Москва; Ханой, Вьетнам
chanoilachan1993@gmail.com

В настоящее время одной из основных проблем телекоммуникационных систем является изнурение частотного ресурса. Для решения этой проблемы в прошлом, были разработаны OFDM-сигналы (сигналы с ортогональным частотным мультиплексированием). Но сигналы с OFDM имеют недостаточную спектральную эффективность и высокие удельные затраты полосы частот. Технология N-OFDM (в некоторых источниках для данной технологии используется название Spectrally Efficient Frequency Division Multiplexing, SEFDM) может устранить этот недостаток. Сигналы с N-OFDM могут обеспечить увеличение спектральной эффективности в 2-3 раза по сравнению с OFDM-сигналами. При этом N-OFDM-сигналы полностью сохраняют высокую устойчивость к частотно-селективным замираниям, свойственную OFDM-сигналам.

Целью данной работы является сравнение между OFDM-сигналами и N-OFDM - сигналами при различных параметрах сигнала: коэффициента уплотнения, метода модуляции и скорости помехоустойчивого кодирования.

Для достижения поставленной цели требуется решение следующих задач:

1. Разработки теоретических основ формирования и приема N-OFDM –сигналов.

2. Выбор алгоритм формирования и приема N-OFDM -сигналов, и параметры используемых сигналов, поставлены задачи работы.

3. Выполнение моделирования алгоритма формирования и приема для иследования в среде Matlab.

4. Проведение сравнительного анализа модели и заключения.

В настоящий момент N-OFDM -сигналы еще не применяются на практике, и в данный момент находятся на стадии изучения, но предполагается использование данного типа сигналов в системах связи пятого поколения.

Список литературы

1. В.И. Слюсар. Неортогональное частотное мультиплексирование (NOFDM) сигналов. Технологии и средства связи. – 2013.

2. А.Б. Кислицын, А.В. Рашич, «Формирование и прием спектрально-эффективных многочастотных сигналов с неортогональным частотным уплотнением на основе БПФ/ОБПФ уменьшенной размерности,» Электромагнитные волны и электронные системы, т. 19, № 7, pp. 46-53, 2014.

Анализ конструкции приемника СВЧ-диапазона для бортовой радиолокационной станции

Царева Е.П.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Борисов В.Ф.
МАИ, Москва
sapojnikova-kate.p3@bk.ru

Работа посвящена исследованию характеристик приемника СВЧ-диапазона, предназначенного для усиления и приема сверхвысоких частот, входящего в состав бортовой радиолокационной станции. Приемник выполнен по супергетеродинной схеме. Содержит узел СВЧ с малошумящим усилителем, преобразователь, усилитель промежуточной частоты, квадратурный фазовый детектор, источник электропитания и узлы управления полосой пропускания и коэффициентом усиления сигнала. Актуальность работы заключается в оценке уровня качества приемника, а также исследования работоспособности радиоприемника в условиях воздействия факторов внешней среды, характерных для бортовой самолетной аппаратуры. Оценка уровня качества приемника произведена по основным параметрам: чувствительность, нелинейность амплитудно-частотной характеристики; избирательность по соседнему и зеркальному каналам, диапазон входных частот и массогабаритным показателям. Базовые значения перечисленных параметров получены для прототипа, который был выявлен в результате патентного поиска.

Конструктивно приемник представляет собой блок, содержащий герметичные и негерметичные отсеки, выполненный с применением технологии печатного монтажа в металлическом корпусе. Герметизация отсеков производится методом паянного шва, негерметичные отсеки обеспечены пыле-влаго защитой.

Для анализа работоспособности приемника в условиях климатических и механических воздействиях выполнены анализ теплового режима, показатели вибро и ударо прочности и электромагнитной совместимости. Для решения перечисленных задач разработаны теоретические модели с обоснованием параметров этих моделей. Результатами расчета показателей теплового режима, вибро и ударо прочности и электромагнитной совместимости подтверждена работоспособность приемника в заданных условиях эксплуатации.

Влияние кодирования радиосигнала на его помехоустойчивость

Шаров Д.С.
Научный руководитель — Егоров В.В.
МАИ, Москва
nuclearcheesecutter@gmail.com

Существуют различные способы задания сигнала для передачи цифровой информации.

Амплитудная телеграфия, при которой логический ноль - это отсутствие сигнала и логическая единица - это, соответственно, наличие сигнала.

Последовательный цифровой сигнал, при котором набором логических нулей и единиц кодируется некая информация.

Частотная телеграфия, при которой логические ноль и единица задаются различными частотами сигнала

Фазовая телеграфия, при которой логические ноль и единица задаются сдвигом синуса по фазе, соответственно, на минус и плюс девяносто градусов.

Проводится эксперимент, в ходе которого устройством ввода задаётся информация, передаётся передатчиком методом амплитудной модуляции, принимается приёмником и выводится на устройство вывода. Была поставлена задача изучить, как на помехоустойчивость радиоканала (при использовании одной и той же пары передатчик-приёмник) влияет кодировка передаваемой информации, расстояние между передатчиком и приёмником и наличие между ними препятствий.

В качестве метода кодировки передаваемой информации был выбран метод двухчастотного тонового набора, обычно применяемый в телефонии. По аналогии для задания некодированного сигнала был выбран метод импульсного набора, также применяемый в телефонии.

Были проведены исследования , получены экспериментальные зависимости доли помех в сигнале в зависимости от расстояния между передатчиком и приёмником и наличия между ними различных препятствий. Были установлены необходимые условия для стабильной работы данного радиоканала при применении и отсутствия кодирования.

Также в ходе работы было выяснено, что некоторые команды двухчастотного тонового набора более помехоустойчивы, чем другие.

В заключении описывается практическая и коммерческая ценность полученной информации

Исследование методов уменьшения пик-фактора в системах Wi-Fi 802.11

Шевченко И.В., Куклев К.И.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Тафинцев К.С.
МИЭТ, Москва
igorcutec@gmail.com

Основными аспектами для повышения качества в современных радиотехнических системах беспроводной связи, таких как Wi-Fi, LTE, 5G, являются увеличение скорости передачи данных, повышение стабильности сигнала, увеличения диапазона покрытия, энергоэффективность, что требует использования новых подходов к проектированию передатчиков следующего поколения.

Общей чертой последних спецификаций стандарта IEEE 802.11 является использование технологии мультиплексирования с ортогональным частотным разделением (Orthogonal Frequrency Division Multiplexing или ODFM) и увеличение числа поднесущих и позиционности модуляции для достижения требуемой пропускной способности канала.

Технология OFDM является наиболее оптимальной с точки зрения спектральной эффективности, однако имеет минусы – чувствительность к фазовым и частотным искажениям и высокое отношение пиковой мощности к средней (peak-to-average power ratio

(PAPR) или пик-фактор). Высокое значение PAPR обусловлено использованием модуляции со многими несущими. Поскольку каждая поднесущая модулируется независимо, то возможна ситуация, когда все сигналы имеют максимальное значение.

Высокое значение PAPR приводит к необходимости смещать рабочую точку усилителя в сторону уменьшения среднеквадратичной мощности, что приводит к снижению энергетической эффективности усилителей мощности в передатчики. Таким образом, или к необходимости повышать линейность усилителя мощности, как правило, за счет значительного увеличения потребляемой энергии.

В данной работе рассмотрены такие методы уменьшения PAPR, как скремблирование, оконная фильтрация и подавление пиков. Целью данной работы является исследование эффективности методов путем сравнения вероятностных распределений PAPR в стандартах Wi-Fi 802.11 при их применении, а также путем оценки методов уменьшения PAPR с точки зрения вектора ошибки сигнала EVM (error vector magnitude) и спектральной маски.

В первой части работы приведены интегральные функции распределения для различных схем кодирования-модуляции, полученные методом имитационного моделирования. Во второй части работы приведен сравнения различных методов уменьшения PAPR и анализ предельных значений компенсации пик-фактора без значительного ухудшения спектральной маски и EVM, а затем сделаны выводы по результатам сравнения рассматриваемых методов по критерию наименьшего увеличения нелинейных искажений при подавлении пиков Wi-Fi сигнала.

Секция №4.2 Радиотехнические системы

Разработка стенда для механических испытаний

Vu Phuc, Нгуен Ван Ту
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Борисов В.Ф.
МАИ, Москва; Вьетнам
vuphuc283@gmail.com

Большинство отказов РЭС вызывается механическими воздействиями. Наиболее опасными механическими воздействиями, снижающими надёжность и стабильность работы аппаратуры, являются вибрации, удары и линейные перегрузки. Для уменьшения воздействия вибраций и ударов на конструкции РЭС используется вибро- и удароизоляция с помощью амортизаторов. Разработанный стенд позволяет произвести исследование динамических характеристик вибро- и удароизолированного блока и оценить точность теоретических моделей для расчета показателей вибро- и ударопрочности РЭС.

Основу стенда составляет электрическая динамическая вибрационная установка VS-200-2, обеспечивающая диапазон частот вибрационных воздействий 5-4500 Гц, максимальная статистическая нагрузка 70 кг, максимальное виброперемещение 25мм.

Для проведения испытания блоков РЭС проектирована и изготовлена специальная технолоическая оснастка в виде металлической плиты, которая закрепляется на расширительном столе вибростановки. На плите выполнены резьбовые отверстия с помощью которых могут быть закреплены амортизаторы типа АПН с различной номинальной нагрузкой.

Исследуемый блок устанавливается на амортизационную раму, которая в свою очередь крепится на амортизаторах.

Для измерения значения динамических параметров блоков в стенде используется акселерометрический датчик, информация с которого поступает на вход компьютера для обработки и отражается на мониторе в виде таблиц и графиков.

Управление стендом осуществляется с помощью программы K2/SINE при вибрационных и K2/SHOCK при ударных воздействиях.

Исследование и разработка информационно-упраляюшего устройства выдачи данных

Баланкин Д.А.
Научный руководитель — Орлов В.П.
МАИ, Москва
Atletoss@gmail.com

В настоящее время актуальной задачей в системах бортовой аппаратуры является сбор и хранение информации с последующей передачей в наземные системы анализа и обработки для принятия оперативных решений. Цель данной работы – исследование и разработка устройства сбора служебной информации,алгоритма функционирования технических характеристик для его правильной эксплуатации и наиболее полного использования его технических возможностей.

Бортовое устройство сбора служебной информации должно обеспечивать:

- отработку кодовых команд управления поступающих от систем управления КА;
- прием массивов служебной информации от абонентов КА;
- отбор и запись в ЗУ и временное хранине абоненской информации;
- упаковку информации в пакеты определенной структуры;
- выдачу накопленной абоненской информации и обеспечение ее достоверности достоверности передаваемой информации;

- формирование и выдачу телеметрической информации;

-заданные габаритно-массовые характеристики;

- разработка программного обеспечения для автоматизированного получе-ния отчетной и регламентирующей документации.

Результатом выполнения работы является современное,технологичное и высоконадежное бортовое устройство выполняющее заданные функции сбора, обработки служебной информации с последующей передачей по радио-каналу в наземные системы анализа и обработки в соответствии с принятыми командами управления.Исследование возможности максимально плотной копановки блоков и элементов входяших в состав устройства.Разработка алгоритма программы обработки выходной информации с проверкой достоверности .Выпуск эксплутационной документации содержащей пояснения принципа его работы и технические данные.

Способ повышения функциональной устойчивости элементов приемного тракта

Буянов Д.О., Яцев С.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Рюмшин Р.И.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
ctbuyan@mail.ru

В настоящее время в радиоэлектронной борьбе все большее значение приобретает силовое поражение радиоэлектронных систем (РЭС) оружием функционального (электромагнитного) поражения. Сигналы силового поражения РЭС при обратимом воздействии могут рассматриваться как нестационарные мощные широкополосные импульсные помехи типа «шумовых вспышек».

Задача повышения функциональной устойчивости РЭС в условиях помехового и силового воздействия может в ряде случаев эффективно решаться путем нелинейной обработки сигналов в приемном тракте, построенной на использовании процедуры пересечения ∩ над входными сигналами. В работе проанализированы свойства операции ∩, которая сводится к выделению меньшего по абсолютной величине из входных значений, при этом знак результата определяется произведением знаков входных величин. Когда необходимо адекватно сохранить форму выходного процесса, а не его абсолютное значение, операция умножения может быть заменена операцией ∩ и, таким образом, обеспечена экономия вычислительных затрат.

В плане повышения функциональной устойчивости операция ∩ ведет себя как линейный управляемый элемент по отношению к меньшему по модулю входному значению, что позволяет при необходимости управлять границей нелинейности. Реализация таких типовых радиотехнических процедур обработки, как преобразование частоты, полосовая и согласованная фильтрация, демодуляция и др. на операции ∩ представляется целесообразной потому, что соответствующие элементы приобретают внутренне присущее свойство управляемой функциональной устойчивости.

В работе путем моделирования проведено выяснение принципиальной возможности реализации указанных типовых радиотехнических процедур обработки с использованием операции пересечения, как в линейном режиме, так и в режиме функциональной устойчивости, а так же возникающих при этом погрешностей по сравнению с традиционной обработкой без этой операции. Получены амплитудные характеристики типовых процедур обработки и их аппроксимации.

Показано, что нелинейность операции ∩ сужает классы используемых сигналов. Например, сигналы, в которых информация заключена в амплитудных параметрах, применимы с определенными ограничениями, оценка которых приводится. Что касается сигналов, в которых носителем информации являются фазовые и частотные параметры, то проведенные в работе оценки свидетельствуют о применимости процедуры ∩ к таким

сигналам, однако требует доказательства и исследования степень сохранения при этом фазовой информации. Получены выражения, свидетельствующие о том, что результат пересечения двух сигналов при любом соотношении модулей пересекаемых величин сохраняет фазовую информацию в виде разности фаз этих сигналов. При этом закон сохранения фазы близок к гармоническому с погрешностью, не превышающей 10%, что подтверждается моделированием.

Система автоматического диагностирования

Волосов В.В., Мевис Ф.А.
МАИ, Москва
sergey.qw2017@ya.ru

Целью работы являлось создание аппаратуры, предназначенной для автоматического диагностирования выпускаемых изделий. В настоящее время производится большое множество изделий, в которых применяются электронные устройства. Не всегда есть возможность проверить их работоспособность. В некоторых случаях невозможно испытать изделие в полном составе. В других испытание изделия приводит к разрушению изделия. Поэтому является актуальной задача разработки контрольно-поверочной аппаратуры для конкретных изделий.

Простейшим примером контрольно-поверочной аппаратуры является набор переключателей и светодиодов с контактным устройством. Таким образом, на испытываемый блок вручную задаются входные воздействия. В соответствии входным воздействиям выходные сигналы сравниваются с ожидаемыми сигналами. Однако в настоящее время применяется сложная электроника, которая работает на высоких частотах, и имеет большое число команд.

Таким образом, возникает необходимость автоматизировать процесс диагностирования. На испытываемое изделие должны подаваться команды, заданные программой, также программа должна проверять корректность принимаемых сигналов.

В качестве основного элемента разрабатываемого изделия решено использовать микроконтроллер. Изделие имеет контактное устройство, схему питания и USB порт для связи с персональным компьютером.

В результате будет уменьшено время проверки изделия, а также повышено качество и объективность данной проверки.

Результатом выполненной работы является выбор компонентов, разработка программного кода, разработка электрической принципиальной схемы и топологии печатных плат.

Исследование и разработка конструкции приемопередающего устройства радиолинии

Гладонюк К.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Хачикян В.А.
МАИ, Москва
pestario38@inbox.ru

Целью данной работы является разработка конструкции приемопередающего устройства радиолинии, предназначенного для осуществления приёма и передачи в системе спутниковой связи, и исследование элементной базы. Для разработки устройства используется система сквозного проектирования Altium Designer, которая дает возможность разработать наглядную пространственную 3D модель печатной платы.

Для решения данной задачи были выполнены следующие необходимые требования:

1) Произведен анализ элементной базы для реализации данной конструкции с определенными критериями (высокая степень интеграции микросхем, малое энергопотребление, экономический фактор, размер);

2) Выбраны схемотехнические решения отдельных узлов, а так же рассчитаны параметры элементов;

3) Разработана общая схема приемопередающего устройства;

4) Разработана схема электрическая приемопередающего устройства в системе сквозного проектирования Altium Designer;

5) Разработана топология печатной платы (в процессе были решены вопросы размещения элементов, а так же трассировки проводников, учитывая их возможное взаимное влияние и перекрестное создание помех функциональными блоками).

Используя встроенные механизмы среды сквозного проектирования Altium Designer мною была создана 3D модель печатной платы, а так же проведен анализ качества размещения элементов и возможность компоновки печатной платы в корпусе устройства.

Особенностями данной печатной платы являются:

- одноплатная блочная реализация;
- компактные размеры (83x65x1,25 мм)
- шестислойная реализация платы.

Таким образом, в результате проделанной работы была разработана электрическая схема печатной платы и 3D модель устройства самоконтроля связной аппаратуры по радиоканалу. Основными особенностями данного устройства является возможность проверки работоспособности наземной аппаратуры связи, а так же имитация негативных факторов радиолинии (имитация Доплера, помех, измерение чувствительности приемного тракта, оценка мощности передающего тракта проверяемой аппаратуры).

Проектирование линии связи с космическим аппаратом

Глуцкая К.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Данилаев Д.П.
КНИТУ-КАИ, Казань
GluckayKri@yandex.ru

Одной из актуальных задач развития систем связи с космическими аппаратами является построение новых каналов связи для передачи большого объема телеметрической, служебной информации и команд управления. Целью данной работы является разработка линии связи со спутником с большой пропускной способностью, помехоустойчивостью, и высоким качеством восстановления информации.

В соответствии с техническим заданием в данной работе мы рассматриваем спутник, находящийся на геостационарной орбите. Расстояние связи составляет 40000км. В результате отклонений земного экватора от идеальной окружности положение ИСЗ по высоте может изменяться до 8 км [2]. Поэтому при расчете дальности связи предусмотрен запас по расстоянию. Для разработки предусмотрена дуплексная система, т.е. передача и прием информации идет как на спутнике, так и на наземной станции.

Проведенный обзор существующих подходов к построению таких систем связи показал, что спутниковые системы связи работают в условиях невысокого отношения сигнал/шум. В этой связи рационально использование цифровых сигналов. В настоящее время при формировании радиосигнала применяется манипуляция – QPSK, 8-PSK, 16-APSK и 32-APSK [3].

Следующим этапом работы является выбор способа повышения помехоустойчивости и достоверности передачи информации по разрабатываемому каналу связи. Предложен подход на основе метода помехоустойчивого кодирования, обеспечивающий решение проблемы исправления ошибок при низком уровне входного сигнала приемника [3]. Проведена оценка битовой ошибки в различной помеховой обстановке. В частности проведено исследование влияния отношения сигнал/шум на достоверность принятия информации. Полученные

результаты расчетов позволили определить ограничения на параметры радиоприемного устройства, которые являются исходными данными для его проектирования.

Функциональная схема системы связи включает источники сообщений, устройства сопряжения с системой связи, передатчик (включая блоки кодирования и модуляции), приемник, антенно-фидерные системы из широконаправленых и узконаправленных антенн, а также антенный переключатель. Широконаправленные антенны использованы для нахождения спутника и определения места его положения, а узконаправленные антенны – для организации канала связи. Устройство сопряжения источников сообщения с системой связи использовано для согласования источников по виду сигналов, вводимых в систему, объему передаваемой информации. Устройство предусматривает предварительную запись и хранение передаваемой информации для формирования пакета данных в соответствии с принципом работы системы связи. Например, предусмотрено, что некоторые контролируемые параметры являются медленноменяющимися, другие – быстроменяющимися. Это позволяет определить алгоритм формирования пакета данных и снизить передаваемый объем. Такое устройство может быть выполнено на основе ПЛИС. Также на их основе можно выполнить первичное преобразование информации и предварительное ее кодирование.

На основе структурного анализа предложенной радиосистемы и современных подходов к построению цифровых систем передачи информации разработана структура радиоприемного устройства. При этом использованы принципы построения современных программно-определяемых радиоприемных устройств (SDR – soft defined radio) [1]. Структурная схема приемника включает себя следующие элементы: входная цепь, усилитель радиочастоты, аналого-цифровой преобразователь и блок цифровой обработки сигналов.

Таким образом, к настоящему моменту разработана структура системы связи, на основе численного моделирования выработаны исходные параметры для расчета ее структурных блоков – приемника и передатчика. Проведена численная оценка возможных ошибок при восстановлении информации на приемной стороне. В процессе производственной практики на предприятии полученные результаты сопоставлены с известными данными подобных систем. Проработан вопрос выбора элементной базы для построения структурных блоков системы с учетом существующих требований к ним, в том числе сертификационных требований, а также с учетом требований к производству таких систем.

Список литературы

1. Галкин В.А. Основы программно-конфигурируемого радио. – М.: Горячая линия – Телеком, 2015. – 372с.

2. Наблюдение искусственных спутников Земли [Электронный ресурс]. 2013. – Режим доступа: http://www.sat.belastro.net/glava2/glava2.php. (Доступ свободный. Дата доступа 01.02.2018).

3. Скляр Бернард «Цифроая связь. Теоретические основы и практическое применение» Изд. 2-е, испр. : Пер. с англ. – М. : Издательский дом «Вильямс», 2007. – 1104 с. : ил. – Парал. тит. англ.

Разработка конструкции малогабаритной БРЛС и выбор варианта компоновки

Голубничий А.В., Новиков А.В., Сиротинский Е.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Ушкар М.Н.
МАИ, Москва
a7.golubnichiy@mail.ru

Современный этап развития бортовых радиолокационных систем (БРЛС) беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) характеризуется требованиями снижения их массы и габаритов. Это приводит к поиску новых вариантов конструкции и компоновки БРЛС. Для авиационной техники уменьшение массы и габаритов является самой актуальной задачей.

Существенной особенностью разрабатываемой конструкции, является отказ от механического сканирования пространства в пользу системы с электронным управлением лучом. Масса конструкции не должна превышать 40кг, а габариты станции должны быть не больше 620х325х600. При этом, ключевым является сохранение уже имеющихся функциональных узлов и блоков ранее разработанной станции.

Для создания функционирующей конструкции, которая бы отвечала необходимым требованиям была проделана следующая работа:

1) выбрана компоновочная схема конструкции.

2) сформированы требования к конструкции ФАР для формирования необходимой ДН антенны.

2) выбран один из вариантов компоновки БРЛС, с учетом выбора материалов.

3) в системе автоматизированного проектирования (САПР) Solid Works разработана конструкция БРЛС.

4) проведен расчет механической прочности конструкции БРЛС в среде Solid Works Simulation.

5) проведен расчет выборочности конструкции БРЛС в среде Solid Works Simulation.

6) разработана расчетная модель конструкции в среде Solid Works Flow Simulation.

7) проведены исследования теплового режима при естественном воздушном охлаждении.

Проведенные исследования позволили создать конструкцию БРЛС, в основе которой лежит концепция электронного управления лучом. Конструкция выигрывает у станции предшественника в массе и габаритах. Может быть использована, как на пилотируемых летательных аппаратах, так и на беспилотных.

Работа выполнена в рамках проекта "Малогабаритная многорежимная бортовая радиолокационная система (ММБРЛС) Ku - диапазона для оснащения перспективных беспилотных и вертолетных систем" выполняемого НЦ СРМ МАИ по заказу Минобрнауки Российской Федерации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.И. Канащенков, В.И. Меркулов, А.А. Герасимов, Б.Г. Татарский, А.А. Форштер, П.И. Дудник, А.Р. Ильчук, А.С. Богачев, В.В. Дрогалин, В.И. Лепин, О.Ф. Самарин, Е.Е. Колтышев, В.Ю. Савостьянов, О.А. Сирота. Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. Радиолокационные системы многофункциональных самолетов. Т.1. РЛС – информационная основа боевых действий многофункциональных самолетов. Системы и алгоритмы первичной обработки радиолокационных сигналов. М.: Радиотехника, 2006. - 656 с.: 286 илл.

2. Канащенков А.И., Матвеев А.М., Новиков С.В..

Возможности применения малогабаритного цифрового радара в самолетной авиации. Труды МАИ. Выпуск 89.

URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/4b9/kanashchenkov_ma..

3. В. С. Верба. Проблемы и общесистемные вопросы разработки бортовых РЛС нового поколения. Журнал Радиэлектроники, N1, 2016. URL:http://jre.cplire.ru/jre/jan16/11/text.html

4. Антипов В.Н., Колтышев Е.Е., Мухин В.В., Печенников А.В., Фролов А.Ю., Янковский В.Т. Радиолокационная система беспилотного летательного аппарата. Журнал «Радиотехника», №7, 2006 г.

5. Крехтунов В. М., Андропов Е. В., Комиссарова Е. В. Вол- новодный ферритовый фазовращатель для ФАР на часто- ту 94 ГГц. – Сб.«Антенны», вып. 8(54), 2001.- С. 28-33.

Микрополосковые фазированные антенные решетки с улучшенными поляризационными свойствами

Евсеев Д.А., Измайлов А.А., Волков А.П.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Гринёв А.Ю.
МАИ, Москва
dima.evseev.2012@mail.ru

Микрополосковые антенны (МПА) (в том числе и антенные решетки) находят широкое применение в космических и бортовых радиотехнических комплексах, портативной аппаратуре. К принципиально важным достоинствам МПА следует отнести низкую стоимость, технологичность и массогабаритные характеристики. Простейшие конструкции подобных антенн узкополосны (< 10%), но специальные технические решения позволяют расширить рабочую полосу частот (до 40%). Выбор формы излучающей пластины позволяет улучшить некоторые характеристики антенны. Существенным недостатком МПА является наличие высокого уровня излучения на поляризации ортогональной основной (кроссполяризационное излучение). Постоянно растущая сложность задач, решаемых данными системами, требует от них постоянного совершенствования. В связи с этим, целесообразна разработка методов подавления уровня кроссполяризационного излучения МПА.

В докладе рассмотрен механизм возникновения излучения МПА на ортогональной поляризации. Представлены методы подавления кроссполяризационной составляющей при требованиях линейности поляризации: симметричное противофазное возбуждение элемента; зеркальное расположение излучающих элементов в решетке; дефект подложки; дополнительный элемент – периодическая структура. Питание антенной решетки осуществляется коаксиальным зондом. При использовании первых трех методов наблюдается снижение уровня кроссполяризационной составляющей в Н-плоскости, однако их использование сопряженно со значительным усложнением антенной решетки. При использовании периодической структуры, которая представляет собой тонкие металлические пластинки, кроссполяризация снижается в широком секторе углов сканирования, но его использование ухудшает массогабаритные характеристики антенной решетки, а в ряде случаев приводит к ослеплению антенной решетки.

Так же была произведена оценка влияния кроссполяризационного уровня излучения фазированных антенных решеток на основе излучателей из микрополосковых элементов с линейной поляризацией на пеленгационную характеристику системы в моноимпульсном режиме.

Представлены результаты моделирования микрополосковой сканирующей антенной решетки на центральной частоте рабочего диапазона. В случае, когда меры подавления кроссполяризационной составляющей не были применены, при отклонении луча на угол 45(60) градусов по азимуту, в Н-плоскости был получен коэффициент эллиптичности равный -18 дБ (-15.6 дБ), в D-плоскости -43.2 дБ (-25.4 дБ). В случае применения периодической структуры коэффициент эллиптичности уменьшается и становится равен -43 дБ(-33.5 дБ) для Н-плоскости, -46.4 дБ (-43 дБ) для D-плоскости, что позволяет снизить угловую ошибку в моноимпульсном режиме в несколько раз до приемлемых значений.

Литература:

1. Modern antenna handbook /ed. C.A. Balanis. John Wiley&Sons. 2008.

2. Kumar G, Ray K. P. Broadband Microstrip Antennas, Boston: Artech House, 2003.

3. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. Поляризационная структура радиолокационных сигналов. М: Радиотехника. 2005.

4. Гринев А. Ю., Багно Д. В., Зайкин А. Е., Ильин Е. В., Синани А. И., Мосейчук Г. Ф Излучающие элементы системы излучения перспективной АФАР Х-диапазона. //Антенны. 2016. №10. С. 20–33

Оценка радиальной скорости носителя РЛС с синтезированием апертуры антенны

Еремин А.М.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Ясенцев Д.А.
МАИ, Москва
eam1995@yandex.ru

Принцип синтезирования основан на перемещении бортовой антенны РЛС для последовательного формирования антенной решетки больших размеров на траектории полета Синтезирование апертуры используется для получения радиолокационной карты (при картографировании), разведке обстановки, обнаружения малоразмерных целей, а так же в гражданских целях. По качеству и детальности такие карты сравнимы с аэрофотоснимками, но в отличие от последних могут быть получены в отсутствие оптической видимости земной поверхности (при полете над облаками и ночью).

Основным преимуществом этого направления является многократное (в 1000 и более раз) увеличение угловой разрешающей способности РЛС. При этом обеспечивается возможность радиовидения объектов радиолокации и обнаружения малоразмерных объектов, повышение точности целеуказания и помехозащищенности РЛС.

Ошибки измерения скорости и отклонения от заданной траектории полета в РСА приводят к искажениям радиолокационного изображения. А именно к расфокусировке по азимутальной и дальностной координатам, смещение объектов относительно их истинного положения, потеря яркости изображения, увеличение боковых лепестков синтезированной диаграммы направленности, что влечет за собой повторы целей, и ряд других искажений.

Исходя из данных в открытом доступе точность измерения скорости ДИСС-32 составляется ±1.5 км/ч или 0.42 м/с. Точность измерения скорости СНС «Изделия А-737Д» равно 0.17 м/с. У ИНС точность измерения скорости составляет еденицы километров в час. По итогу результатов проводится анализ точности измерения скорости современных навигационных систем.

Основной целью работы является количественная оценка точности измерения скорости радиолокатора с СА и сравнение результатов с другими современными навигационными системами, такими как ДИСС, СНС, ИНС.

Исследование и разработка конструкции передающего устройства метрового диапазона

Засядко Т.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Хачикян В.А.
МАИ, Москва
gratanja@rambler.ru

Целью данной работы является исследование элементной базы и разработка конструкции передающего устройства метрового диапазона. Передающее устройство разработано в системе сквозного проектирования P-CAD 2006 и предназначено для осуществления передачи в системе спутниковой связи.

Исходные данные для разработки:

- диапазон частот 0,2 - 0,4 ГГц;
- шаг сетки частот 12,5 кГц;
- параметры выходной мощности 7 Вт;
- Полоса частот 50 МГц.

Для решений данной задачи необходимо выполнить следующие этапы:

Первый этап проектирования:

На первом этапе проектирования передающего устройства было сделано следующее:

• Произведен анализ элементной базы для реализации данной конструкции.

Критериями выбора элементной базы являлись:

- высокое КПД (транзисторов);
- доступность на рынке;
- стоимость;
- размер.

• Рассчитаны параметры элементов, а так же выбраны схемотехнические решения отдельных узлов.

• Разработка общей схемы передающего устройства.

Второй этап проектирования:

На втором этапе проектирования была произведена разработка схемы электрической передающего устройства в системе сквозного проектирования P-CAD 2006.

Третий этап проектирования:

На третьем этапе проектирования была разработана топология печатной платы.

В ходе работы были решены вопросы размещения элементов, а так же трассировки проводников, учитывая их возможное взаимное влияние.

Особенностями данной печатной платы являются:

- симметричное расположение элементов;
- компактные размеры (58x105x1,25 мм);
- укороченные датчики падающей/отраженной волны;
- двухслойная реализация платы.

Результатом практики является разработка электрической схемы печатной платы и широкополосного усилителя мощности. Основными особенностями данного устройства является относительная полоса пропускания 12%, питание от низковольтного напряжения (7 В) при достаточно высокой выходной мощности (7 Вт).

Автоматизированное управление приводом антенны ЛА на основе модельно-ориентированного проектирования

Заяц Ф.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Заковряшин А.И.
МАИ, Москва
highfredddy@gmail.com

Классический подход в проектировании радиоэлектронных устройств зарекомендовал себя на протяжении достаточно долгого времени. Однако, как и многим другим устоявшимся методам - на смену всегда приходят более совершенные вариации решения разнообразных проблем.

Одним из этих решений служит технология модельно-ориентированного проектирования, где продукт системы автоматизированного проектирования (SolidWorks) интегрируется в среду математического моделирования (Matlab&Simulink), в результате чего задаются необходимые параметры для конечного этапа разработки устройства.

Достоинства данного приема в проектировании очевидны:

- сокращение времени на разработку, ввиду упрощенного интерфейса взаимодействия конструкторской части с математической средой;
- возможность автоматической генерации кода и испытаний в режиме реального времени;
- обнаружение ошибок до момента аппаратной реализации проекта.

С помощью описанного метода был разработан привод антенны ЛА (малогабаритного квадрокоптера) с несколькими режимами работы для сканирования местности в различных внешних условиях среды и возможных конфигурациях полета.

В основе разработки лежит микроконтроллер Raspberry Pi с написанным программным обеспечением поведения электрического привода антенны, который состоит из шагового мотора, платы драйвера и кронштейна (крепление антенны). Также для экспериментальной

части антенного устройства были использованы: sdr-приемник RTL-SDR, антенна, соединительные кабели, корпус с системой охлаждения воздухом и батарея.

Основной задачей антенного привода является безошибочная работа в заданных автором программных режимах функционирования. Для получения положительного результата о заявленных способностях электрической установки было спроектировано антенное устройство с приемником для получения данных в реальных условиях и реальном времени. Полученное устройство в комплекте с приводом антенны было установлено на беспилотный летательный аппарат и подвержено испытаниям на проверку работоспособности разработанной системы управления.

Результатом работы являются полученные данные математического моделирования спроектированного устройства, данные с реального устройства во время эксперимента, а также анализ соответствия заявленных требований с реальными показателями конечного устройства.

Разработка процессорного модуля для систем дистанционного зондирования Земли

Зенин А.С.
Научный руководитель — Брюханова Е.Н.
МАИ, Москва
rumeleague@gmail.com

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) является важной частью космической промышленности, в частности, в России, так как часто приходится сталкиваться со сложностью, а иногда и невозможностью, мониторинга труднодоступных регионов с помощью наземных и воздушных средств.

Поскольку получаемая информация необходима для дальнейшего использования, космические аппараты, служащие для ДЗЗ, оснащены высокоскоростными запоминающими устройствами (ВЗУ), способными получать, хранить и передавать ее.

Важной частью ВЗУ является процессорный модуль (ЦПУ), служащий для управления контроллером ввода-вывода, контроллерами банков памяти и для обмена информацией с контроллером запоминающего устройства целевой информации (ЗУЦИ).

В связи с постоянным совершенствованием ВЗУ вследствие необходимости увеличения объема данных, которые космический аппарат передает на Землю в единицу времени, возникает потребность в усовершенствовании ЦПУ.

ЦПУ включает в себя:

- Процессор, предназначенный для приема и исполнения команд;
- Разъем PCI, обеспечивающий питание всех микросхем и связь между контроллером ЗУЦИ и процессором;
- Оперативные запоминающие устройства (ОЗУ), хранящие информацию, необходимую для поддержания работоспособности исполняемой программы;
- Flash-память, содержащую в себе первые исполняемые инструкции и программу, отвечающую за алгоритм работы ЦПУ;
- Вторичные источники питания, служащие для преобразования напряжения.

Выбор элементной базы для ЦПУ производится исходя из требований

технического задания (ТЗ) и результата расчета показателей качества, в ходе которого производится сравнение характеристик выбранных компонентов и, как следствие, отсеивание наименее подходящих.

Следующим этапом является разработка конструкции ЦПУ, включающая в себя расчет площади печатной платы, зависящий от коэффициента дезинтеграции и количества микросхем, а также выбор оптимальной системы охлаждения.

По завершению разработки конструкции необходимо произвести расчет надежности, предназначенный для анализа и обеспечения стойкости радиоэлектронных средств к комплексным тепловым, механическим, электромагнитным воздействиям.

Результатом проведенной работы является разработанный управляющий модуль ЦПУ, удовлетворяющий всем требованиям ТЗ.

Разработка системы автоматического управления лазером бортовой радиофотонной РЛС

Клишина И.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Щеглов А.В.
МАИ, Москва
klishina95@mail.ru

Применение традиционной радиоэлектронной аппаратуры не позволяет полноценно функционировать широкополосным и, особенно, сверхширокополосным сканирующим антенным решеткам (АР) из-за технических ограничений рабочей полосы пропускания, значительной инерционности, высоких частотно-зависимых потерь и недостаточной стабильности. Поэтому становится целесообразным использовать радиофотонные (РФ) тракты. Их основными преимуществами являются:

- широкополостность (до 15 ТГц);
- малые потери (~ 0,2 дБ/км);
- не подвержены к электромагнитным наводкам;
- малые массо-габаритные характеристики.

Одним из применений РФ трактов могут быть тракты (приемный, передающий, тракт синхронизации) бортовых РЛС X-, Ku-, Ka-диапазона.

Большинство РФ трактов на сегодняшний день работают по принципу внешней модуляции по интенсивности и прямого детектирования [1]. Также активно исследуется применение других способов модуляции РФ трактов [2], но их доля в общем объеме невысока. Принципиальными компонентами РФ трактов с внешней модуляцией по интенсивности излучения и прямым детектированием являются лазер, модулятор, как правило модулятор Маха-Цандера (ММЦ), и фотодетектор (ФД). При этом воздействие электрического сигнала на оптический осуществляется с использованием эффекта Поккельса [3].

Для поддержания стабильных оптических характеристик такого модулятора, и, в итоге, ключевых радиочастотных характеристик РФ трактов, необходимо устанавливать и удерживать с высокой точностью рабочую точку на его передаточной характеристике вследствие ее высокой чувствительности к изменению окружающей температуры и мощности оптического облучения.

В данной работе рассматривается стабилизация мощности оптического излучения (ОИ) приходящего с источника ОИ на вход модулятора.

Существует множество типов лазеров, используемых в технологиях радиофотоники. Полупроводниковые лазеры [4] одни из них. Они ранее широко применялись в аналоговых линиях с непосредственной модуляцией, а позднее - как источники непрерывного излучения в линиях с внешней модуляцией.

Для реализации источника оптического сигнала радиофотонной фазированной антенной решетки (ФАР) хорошо применимы полупроводниковые лазерные диоды с распределенной обратной связью (DFB-лазеры). Их основным преимуществом является температурная стабильность частоты генерации. Коэффициент температурной зависимости длины волны излучения DFB-лазера определяется температурной зависимостью показателя преломления, что позволяет перестраивать частоту излучения, добавив узел управления температурой лазера.

Наиболее гибким и универсальным для разных типов лазеров решением является система управления лазером с обратной связью.

Составными частями данной системы являются:

- узел контроля входной мощности, который позволяет поддерживать значение входного напряжения на лазере в допустимых им пределах;

- узел температурного контроля, который позволяет управлять элементами Пельтье, используемыми в лазерных диодах, и, соответственно, регулировать температуру нагрева лазера в допустимых пределах;

- узел управления, который контролирует работу лазера, при этом на него поступают сигналы с узла контроля входной мощности и узла температурного контроля.

В ходе исследования были разработаны структурная схема источника оптического сигнала, электрическая принципиальная схема контроллера управления лазерным диодом фирмы Optilab DFB-1550-EAM-12 с длиной волны в 1550 нм (данная длина волны соответствует третьему окну прозрачности оптических волокон, в котором потери являются наиболее низкими) и разработана конструкция функциональной ячейки контроллера.

Заключение. Разработанная система управления лазером является оптимальной для стабилизации работы источника оптического сигнала и ее применение возможно для большинства используемых источников оптического сигнала.

Список литературы:

1 Betts G.E., «LiNbO3 external modulators and their use in high performance analog links», in RF Photonic Technology in Optical Fiber Links, W.S.C. Chang (editor), Cambridge (2002);

2 Урик Винсент Дж.-мл., МакКинни Джейсон Д., Вилльямс Кейт Дж. Основы микроволновой фотоники. – М.: Техносфера, 2016. – 376 с.;

3 Сивухин Д.В. Общий курс физики. – 3-е изд. – Т. IV. Оптика. – М.: Физматлит, 2002. – 792 с.;

4 Coldren L. A., Corzine S. W., and Mashanovitch M. L., Diode Lasers and Photonic Integrated Circuits, Wiley (2012).

Оценка вычислительной сложности демодуляции PD-NOMA сигнала

Крюков Я.В., Громова Ю.С.

Научный руководитель — доцент, к.ф-м.н. Демидов А.Я.

ТУСУР, Томск

yaachik@gmail.com

Метод неортогонального множественного доступа с разделением каналов по мощности PD-NOMA (Power Division Non-Orthogonal Multiple Access) [1-6] предполагает использование мощностного домена для разделения пользовательских каналов, которые при этом физически размещаются в едином частотно-временном ресурсе, но имеют отличную друг от друга мощность. Общий сигнал на выходе передатчика является суперпозицией сигналов всех пользователей с отличной друг от друга мощностью. PD-NOMA, как один из наиболее перспективных, рассматривается для использования при мультиплексировании пользовательских каналов в будущих мобильных системах связи.

Для демодуляции PD-NOMA сигнала используется алгоритм последовательного подавления помех SIC. Метод SIC заключается в последовательной демодуляции, регенерации и компенсации наиболее мощных сигналов для дальнейшей демодуляции наименее мощных. В первую очередь демодулируется сигнал пользователя с максимальной мощностью, который регенерируется и устраняется из принятого сигнала. Таким образом, становится возможной демодуляция второго по уровню мощности пользовательского сигнала. По цепочке осуществляется демодуляция всех каналов. Процедура регенерации является воссозданием сигнала в таком виде, в котором он был сформирован в передатчике. Процедура компенсации включает в себя устранение (вычитание) регенерированного сигнала из общего принятого.

Демодуляция сигнала методом SIC или подобными методами последовательной компенсации требует значительных затрат вычислительной мощности, которая растет пропорционально увеличению числа каналов. При обработке канала с максимальной мощностью вычислительные затраты не высоки и являются приблизительно такими же, как и при обработке, например, OFDMA – канала. Однако, при обработке каналов меньшей мощности производится одна или несколько итераций SIC, а вычислительная сложность значительно увеличивается.

Большинство современных систем широкополосного доступа используют OFDMA в качестве метода множественного доступа, а метод PD-NOMA выступает в качестве одной из альтернатив. В работе производится упрощенная оценка вычислительной сложности каждого звена SIC и цепочки в целом, которая сравнивается с вычислительной сложностью обработки канала OFDMA при одинаковых алгоритмах кодирования декодирования и модуляции/демодуляции.

Процедуры демодуляции и декодирования является наиболее сложными относительно остальных процедур в звене за счет выполнения алгоритмов мягкого принятия решения, которые требуют относительно высоких вычислительных затрат.

При обработке OFDMA канала в каждом приемнике единожды выполняются операции демодуляции и декодирования. Для обработки PD-NOMA канала каждому приемнику требуется выполнить несколько подобных операций подряд. Увеличение количества мультиплексируемых по мощности каналов приводит к линейному росту вычислительной сложности на приемной стороне. Результаты расчета показали, что применение PD-NOMA для уплотнения не более 3-х каналов, приводит к возможности существенного увеличения спектральной эффективности (на 40% и выше) при увеличении вычислительной сложности в 3 раза. Мультиплексирование более 3-х каналов приведет к значительному росту вычислительной сложности при невысоком выигрыше спектральной эффективности системы связи PD-NOMA относительно OFDMA. Поэтому, на практике, имеет смысл применять метод PD-NOMA для уплотнения 2-ух или 3-ех каналов.

[1] Benjebbour A. et al. Non-orthogonal multiple access (NOMA): Concept, performance evaluation and experimental trials //Wireless Networks and Mobile Communications (WINCOM), 2015 International Conference on. – IEEE, 2015. – С. 1-6.

[2] Higuchi K., Benjebbour A. Non-orthogonal multiple access (NOMA) with successive interference cancellation for future radio access //IEICE Transactions on Communications. – 2015. – Vol. 98. – №3. – PP. 403-414.

[3] Saito Y. System-level performance evaluation of downlink non-orthogonal multiple access (NOMA) // Personal Indoor and Mobile Radio Communications (PIMRC), 2013 IEEE 24th International Symposium on. – 2013. – PP. 611-615.

[4] Saito Y. Non-orthogonal multiple access (NOMA) for cellular future radio access //Vehicular Technology Conference (VTC Spring), 2013 IEEE 77th. – 2013. – PP. 1-5.

[5] Крюков Я.В. Метод неортогонального множественного доступа / Я.В. Крюков, А.Я. Демидов, Д.А. Покаместов // 26-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Материалы конференции. – 2016. – Т. 4. – С. 658-665.

[6] Ding Z. On the performance of non-orthogonal multiple access in 5G systems with randomly deployed users //IEEE Signal Processing Letters. – 2014. – Vol. 21. – №12. – PP. 1501-1505.

[7] Dai L. Non-orthogonal multiple access for 5G: solutions, challenges, opportunities, and future research trends //IEEE Communications Magazine. – 2015. – Vol. 53. – №9. – PP. 74-81.

Система автоматического управления тепловыми режимами

Курмаев Т.И.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Жуков А.В.
МАИ, Москва
timur95trigan@yandex.ru

В современных РЭА, при эксплуатации мощных блоков, например, как генератор - широкое использование приобретают системы автоматического управления тепловыми режимами.

Такие системы используются для отбора избытка тепла от РЭА и передачи в сеть теплоснабжения. Функция системы заключается в поддержке и улучшении деятельности предмета управления с заданной целью управления. Связь цели управления с выходной величиной воздействия происходит при воздействии на управляющие органы объекта.

Суть работы системы заключается в том, что микропроцессор посылает сигнал на операционный усилитель, далее усиленный сигнал принимается электродвигателем, который включает насос. Напор воды подаётся в теплообменник, в котором датчик температуры фиксирует значения в текущий момент времени. Тепловым потоком можно управлять путем изменения направления движения лопастей вентилятора, в зависимости от температуры окружающего воздуха. В результате получаем САУ утилизации тепловой энергии.

На первом этапом разработки производится выбор элементов системы управления: Операционного усилителя, электродвигателя, насоса, теплообменника, вентилятора и датчиков: температуры и обратной связи. Выбор производится в соответствии с характеристиками необходимых элементов.

На втором этапе проводится разработка математической модели и её исследование. Производится расчет управляющего устройства, а также разрабатывается функциональная схема управляющего устройства и принципиально-электрическая схема управляющего устройства.

Результатом выполненной работы является разработанная система автоматического управления.

Моделирование сжатия линейно-частотного модулированного сигнала при добавлении случайной фазы

Любинский Д.С., Красавин Д.С.
Научный руководитель — к.т.н. Матвеев А.М.
МАИ, Москва
Lyubinskii-dima@rambler.ru

Основной задачей бортовой радиолокационной системы (БРЛС) является повышение разрешающей способности, для обнаружения объектов зондирования с требуемым качеством. Разрешающая способность по дальности определяется шириной главного лепестка сжатого сигнала и отношением сигнал/шум. Актуальность темы обусловлена необходимостью моделирования сжатия линейно-частотного модулированного (ЛЧМ) сигнала в условиях фазовых нестабильностей различной природы для анализа данных, полученных при моделировании, и увеличения разрешающей способности по дальности.

Особенностью разработанной модели является возможность исследования влияния случайных фазовых составляющих зондирующего сигнала на результат сжатия с опорным сигналом. Данное влияние описывается моделью вибрационных воздействий двигателя беспилотного летательного аппарата (БПЛА), вибраций вследствие неравномерностей движения носителя в воздушной среде и/или акустических шумов .

Для анализа разрешающей способности в работе были рассмотрены следующие задачи:

1) Анализ теоретической части, связанный со сжатием ЛЧМ сигналов. Анализ воздействия вибрационных шумов в приемо-задающем тракте БРЛС, неустойчивость функциональных параметров сигнала при сжатии.

2) Разработка в среде проектирования «MATLAB 2014» модели сжатия ЛЧМ сигнала.

3) Анализ протяженности главного лепестка функции сжатия в зависимости от всех параметров сигнала, например таких как:

-частоты дискретизации;

- случайные фазы;

-частоты девиации;

-длительности импульса.

4) Моделирование искажений сигнала за счет случайных фазовых составляющих имитирующих вибрационные воздействия на борту БПЛА.

С помощью проведенного анализа получена модель сжатия лчм сигнала при влиянии дестабилизирующих фазу сигнала факторов. По данной модели получены графики зависимостей характеристик сжатия от параметров ЛЧМ сигнала. Полученные результаты планируются в дальнейшем для составления расширенного аппарата моделирования сигнальной обработки радиолокационных систем авиационного применения под влиянием дестабилизирующих факторов различной природы.

Регистрация воздушной подушки при посадке вертолета на ограниченную площадку

Мальцев Н.А., Субботин П.В., Балыклейский Ф.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Меркишин Г.В.
МАИ, Москва
elimharnish@gmail.com

В настоящее время широкое распространение получили системы, обеспечивающие автоматическую посадку вертолета на различные площадки. Большинство этих систем для получения информации об окружающей обстановке используют данные от нескольких датчиков (локатор, GPS, радиовысотомер и т.д.). После обработки данных непосредственно осуществляется предпосадочный полет и приземление ЛА. Однако такие автоматической посадки не могут обеспечить безопасное приземление в условиях малой вертолетной площадки, например, крыши зданий или морские платформы.

Проблема состоит в возникновении воздушной подушки под ортом вертолета, которую не способен измерить ни один из имеющихся датчиков. В этом случает велик сваливания вертолета с воздушного потока и его падение.

Предлагается возможный способ регистрации и измерения параметров воздушной подушки. Принцип измерения параметров основывается на явлении рефракции лазерного луча при прохождении через неоднородные слои атмосферы. Известно, что проходящий через неоднородные слои луч лазера отклоняется в сторону более плотной среды. Это отклонение регистрируется с помощью оптико-электронных средств - линзы, четырехоконного фотодетектора и светоделительной пластинки. Принцип работы оптической системы заключается в облучении поверхности лазерным излучением синего цвета. Такая длина волны была выбрана исходя из наибольшей чувствительности к атмосферным явлениям, таким как преломление луча при прохождении неоднородных слоев. Падающий на поверхность луч преломляется при возникновении неоднородности в атмосфере, то есть воздушной подушки, отражается от земли, преломляется второй раз и поступает на приемник - четырехоконный фотодетектор. Для фокусировки принятого луча используется собирающая линза.

Предлагается использование такого оптико-электронного средства как дополнительного датчика для системы автоматической посадки вертолета, а также информирования пилота о наличии воздушной подушки под бортом. В таком случае при приземлении вертолета на

малую площадку будут учтены и параметры плотности атмосферы под бортом вертолета, что позволит в реальном масштабе времени контролировать процесс посадки на ограниченную площадку и снижения вероятности инцидента.

Методика расчета частоты свободных колебаний функциональных ячеек

Нгуен Нгок Линь
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Борисов В.Ф.
МАИ, Москва; Ханой, Вьетнам
apple68.store@gmail.com

Условия обеспечения вибропрочности конструкций электронных средств (ЭС) выполняются при отсутствии в конструкции механических резонансов и превышении допустимое виброперегрузки относительно виброперегрузки, указанной в техническом задании на разработку изделия. Как известно, механический резонанс возникает при совпадении частоты внешнего виброционного воздействия с частотой свободных колебаний элемента конструкции. Для блока ЭС важно исключение возникновения механического резонанса функциональной ячейки. Это связано с тем, что представляя собой планарную конструкцию, ячейка несет достаточно сложную функциональную нагрузку и, обладая низкой по сравнению с другими элементами конструкции жесткостью на изгиб, имеет низкую частоту свободных колебаний. Поэтому задача разработки методики расчета частоты свободных колебаний ФЯ блока ЭС является актуальной. Расчет частоты свободных колебаний ФЯ выполняется по теоретической модели в виде прямоугольной пластины, нагруженной радиокомпонентами, равномерно распределенными по площади пластины. В работе рассмотрены подходы к построению моделей различных конструкций ФЯ с определением условий на краях пластин. Проведен анализ используемых в инженерной практике методов расчета частоты свободных колебаний и обосновано применение в методике методика Релея-Ритца. Методика проиллюстрирована примерами расчета частоты свободных колебаний промышленных образцов ФЯ. Проведено исследование зависимости частоты свободных колебаний ФЯ от параметров материала печатной платы, её размеров, нагружения пластины и условий на краях. По данным экспериментального исследования показателей вибропрочности ФЯ произведена оценка точности теоретической модели. Методика реализована в виде программы для персонального компьютера и может быть использована в учебном процессе

Современные концепции развития и унификации бортовой аппаратуры высокоскоростных радиолиний для космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

Орлов Н.Ю.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Орлов В.П.
МАИ, Москва
layer1632@gmail.com

Развитие технологий космического дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) предопределило необходимость снижения действующих затрат на разработку систем высокоскоростных радиолиний (ВРЛ), соответственно, широкое использование в разработке унифицированных и стандартизованных структур в составе комплексов и, по возможности, самих комплексов.

Технический облик комплекса бортовой аппаратуры (БА) ВРЛ космических аппаратов (КА) ДЗЗ любого назначения определяется задаваемыми функциями ВРЛ и требуемыми для их выполнения параметрами отдельных функциональных устройств. Для КА ДЗЗ, имеющих примерно одинаковое назначение по решаемым целевым задачам, но работающим на различных типах орбит, архитектура БА ВРЛ, содержащая однотипные функциональные

устройства, может несколько отличаться вследствие необходимости обеспечения требуемых энергетических и надёжностных характеристик при разных условиях эксплуатации.

Общность набора функций ВРЛ, с одной стороны, и необходимость адаптации аппаратно-программных средств БА ВРЛ к решаемым задачам каждым КА ДЗЗ, с другой, определяют общую направленность технологии создания модификаций бортовых комплексов ВРЛ на основе использования унифицированных модулей, стандартизованных компонентов и возможности широкой реконфигурации архитектуры.

Не выходя за рамки основных и дополнительных функций, реализуемых в системе ВРЛ КА ДЗЗ, целесообразно представить некоторую обобщённую архитектуру комплекса БА ВРЛ, определённую (пусть даже в достаточно общем виде) в образах унифицированных структур. Термин «обобщённая» связан с большим разнообразием модификаций БА ВРЛ КА ДЗЗ различного целевого назначения, которые могут функционировать в единой информационной среде.

Функциональные устройства в составе такой «обобщённой» БА ВРЛ можно разделить (достаточно условно) на две группы: «Базовые» и «Дополнительные» по признаку применяемости в составе БА ВРЛ различных КА ДЗЗ. В свою очередь в этих группах можно выделить (также условно) три подгруппы, характеризующиеся уровнем использования унифицированных приборов, модулей и узлов: «Применённые», «Адаптированные» к задачам КА ДЗЗ на базе унифицированных модулей и узлов, «Разрабатываемые» (в том числе и дорабатываемые по отдельным параметрам, ранее созданные устройства).

Разработка конструкции малогабаритной бортовой радиолокационной станции для малогабаритных БПЛА

Сиротинский Е.А., Сухарев М.И., Голубничий А.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Ушкар М.Н.
МАИ, Москва
sirotinskijegor@gmail.com

Актуальность разработки обусловлена интенсивным развитием БПЛА и необходимостью их оснащения РЛС. Вместе с тем, жесткие требования к массогабаритным характеристикам, связанные с малым взлетным весом БПЛА, не позволяют использовать образцы, разработанные для традиционной авиационной техники. В результате, создание малогабаритных РЛС требует разработки специализированных решений.

Особенностью разработки является выбор наиболее выгодного варианта компоновки конструкции, которая должна соответствовать требованиям, предъявляемым к массе разрабатываемой РЛС: не более 3.5 кг. Помимо этого, также необходимо учитывать общие габариты РЛС, которые определяются исходя из габаритов антенных решеток (342x12 мм.), их количества в (24 штуки), а также разнесения двух приемных апертур на общую базу (D=300 мм.) .

Разработка конструкции МБРЛС включает решение следующих задач:

1) В системе автоматизированного проектирования (САПР) Solid Works разработка модели конструкции МБРЛС.

2) Проведение сравнительного анализа разных вариантов компоновки и выбор материалов конструктивных элементов МБРЛС.

3) Разработка конструкции МБРЛС в виде пакета эскизной конструкторской документации.

Работа выполнена в рамках проекта "Создание научно-технического задела в области построения унифицированной миниатюрной бортовой радиолокационной целевой нагрузки малоразмерных беспилотных летательных аппаратов для мониторинга ледовой обстановки при строительстве и эксплуатации нефтегазовых платформ" выполняемого

НЦ СРМ МАИ по заказу Минобрнауки Российской Федерации.

Список использованных источников

1. А.И. Канащенков, В.И. Меркулов, А.А. Герасимов, Б.Г. Татарский, А.А. Форштер, П.И. Дудник, А.Р. Ильчук, А.С. Богачев, В.В. Дрогалин, В.И. Лепин, О.Ф. Самарин, Е.Е. Колтышев, В.Ю. Савостьянов, О.А. Сирота. Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. Радиолокационные системы многофункциональных самолетов. Т.1. РЛС – информационная основа боевых действий многофункциональных самолетов. Системы и алгоритмы первичной обработки радиолокационных сигналов. М.: Радиотехника, 2006. - 656 с.: 286 илл.

2. Канащенков А.И., Матвеев А.М., Новиков С.В.. Возможности применения малогабаритного цифрового радара в самолетной авиации. Труды МАИ. Выпуск 89. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/4b9/kanashchenkov_matveev_novikov_rus.pdf

3. В. С. Верба. Проблемы и общесистемные вопросы разработки бортовых РЛС нового поколения. Журнал Радиоэлектроники, N1, 2016. URL:http://jre.cplire.ru/jre/jan16/11/text.html

4. Антипов В.Н., Колтышев Е.Е., Мухин В.В., Печенников А.В., Фролов А.Ю., Янковский В.Т. Радиолокационная система беспилотного летательного аппарата. Журнал «Радиотехника», №7, 2006 г.

5. Нуждин В.М., Расторгуев В.В., Чукин Л.Ф. Автономные радиотехническиеустройства летательных аппаратов / Москва: Издательство МАИ, 1991.

6. Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. – М.: Радиотехника, 2005. – 368 с.

Разработка конструкции твердотельного усилителя мощности Ku-диапазона

Сухарев М.И., Сиротинский Е.А., Пантелеев Д.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Ушкар М.Н.
МАИ, Москва
migrand@mail.ru

Актуальность разработки обусловлена интенсивным развитием БПЛА и необходимостью их оснащения радиолокационными целевыми нагрузками, в том числе в частотном диапазоне Ku. Вместе с тем на отечественном рынке СВЧ усилителей отсутствуют усилители средней мощности (УМ) (200-300 Вт).

Особенностью разработки усилителя является то, что использовались бескорпусные микросхемы усилителя мощности (УМ) 15-18 ГГц - NC11613C-1618P30 METDA, которые характеризуются небольшими габаритными размерами (3,7мм×3,6мм×0,1мм) при рабочей температуре, которая не должна превышать 85 °С, при температуре окружающей среды 55°С.

Разработка конструкции усилителя включает решение следующих задач:

1) В системе автоматизированного проектирования (САПР) Solid Works разработана модель конструкции УМ СВЧ .

2) Проведен сравнительный анализ компоновочных схем и выбор материалов конструктивных элементов УМ СВЧ.

3) Разработана конструкция УМ СВЧ в виде пакета конструкторской документации.

4) Проведён анализ теплового режима конструкция УМ СВЧ.

Разработанная документация прошла входной технологический контроль на предприятии – изготовителе и принята им для изготовления опытного образца УМ СВЧ.

Работа выполнена в рамках проекта "Малогабаритная многорежимная бортовая радиолокационная система (ММБРЛС) Ku - диапазона для оснащения перспективных беспилотных и вертолетных систем" выполняемого НЦ СРМ МАИ по заказу Минобрнауки Российской Федерации.

Список использованных источников:

1. Аналоги УМ СВЧ. АО НПФ «Микран» . URL: http://www.micran.ru/productions/svch/power/ .(дата обращения: 18.01.2018).

2. Л. Белов. //Журнал "Электроника: Наука, Технология, Бизнес", №5, 2006. URL: http://masters.donntu.org/2008/kita/matviychuk/library/art_6.htm. (дата обращения: 22.01.2018).

3. С.Гармаш, А.Кищинский, Е.Маркинов, А.Радченко, Д.Суханов // Современные твердотельные СВЧ-модули. URL: http://www.mwsystems.ru/publication/index.html/id/30. (дата обращения: 02.02.2018).

4. Сечи Ф., Буджатти М. Мощные твердотельные СВЧ-усилители/Микрополосковые линии/При поддержке АО «НПП» «Исток» имени А.И. Шокина перевод с англ. под ред. д.т.н. А.А. Борисова. URL: http://www.technosphera.ru/lib/book/371?read=1. (дата обращения: 28.01.2018).

Цифровая плоская адаптивная антенная решетка спутниковой связи

Чистяков В.А.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Бондаренко В.Н.
СФУ, Железногорск (Красноярский край)
vitalys1367@mail.ru

В настоящее время ни одно радиотехническое средство не может обходиться без антенной системы, начиная от примитивных радиоприемников и заканчивая сложными космическими системами. Так на современных космических аппаратах связи устанавливают сложные антенные решетки, которые различаются своей конфигурацией, набором элементов и рядом других немаловажных параметров. Основным направлением развития космических технологий является помехозащита каналов связи в условиях как мирного, так и военного времени. В статье предлагается алгоритм адаптивной фильтрации полезных сигналов на фоне различных помех, который позволяет обеспечить необходимую помехозащиту каналов связи при передачи сообщений.

Адаптивный алгоритм основан на методе прямого обращения корреляционной матрицы сигналов поступающих на вход антенной системы. Основной идеей алгоритма является получение оптимального вектора весовых коэффициентов, которые позволяют изменять амплитудно-фазовое распределение антенной решетки таким образом, что в диаграмме направленности в направлении помех формируются глубокие провалы.

Вычисление оценки оптимального вектора весовых коэффициентов находится путем прямого обращения корреляционной матрицы помех. Данный метод подразумевает создание выборочной оценки корреляционной матрицы по пакету обучающих векторов.

К достоинствам данного алгоритма можно отнести высокую скорость сходимости вектора весовых коэффициентов и достаточно глубокое формирование провалов в ДН АР в направлении помех. Тем не менее данный алгоритм трудно реализуем, в случае, когда корреляционная матрица является вырожденной, что делает невозможным обращение матрицы. Данная проблема возникает в том случае, когда сигналы с выходов элементов антенной решетки линейно зависимы.

Однако решить данную проблему можно двумя способами.

Первый способ подразумевает использование так называемой диагональной загрузки, которая позволяет увеличить разницу между максимальным и минимальным значением корреляционной матрицы, позволяя тем самым решить проблему сингулярности. Так же данный способ примечателен тем, что он позволяет оценивать корреляционную матрицу, когда количество обучающих пакетов меньше количества элементов антенной решетки.

Второй способ предполагает увеличение числа обучающих пакетов так, чтобы их количество было как минимум вдвое больше числа элементов антенной решетки.

Процесс адаптивной фильтрации представлен на примере плоской прямоугольной 25-ти элементной антенной решетки, на вход которой поступают полезные и мешающие сигналы. В качестве полезных сигналов взяты узкополосные сигналы с ФМ4 модуляцией, действующие в пределах главного лепестка диаграммы направленности. Помехи в свою очередь представлены в виде белого гауссовского шума с широким спектром. В результате моделирования алгоритма автором сформирована адаптивная диаграмма направленности антенной решетки, также представлен спектр полезного сигнала прошедшего адаптивную обработку, в ходе которой удалось отфильтровать составляющие мешающих сигналов.

Таким образом, проведенное моделирование подтвердило теоретические выкладки алгоритма адаптивной фильтрации прямого обращения корреляционной матрицы, что делает его привлекательным для использования в современных цифровых антенных системах.

Однако, также следует отметить основные факторы влияющие на технические характеристики алгоритма адаптивной фильтрации.

Первым фактором, влияющим на высокие характеристики вышеописанного алгоритма, является, прежде всего, собственный шум, вызванный аналоговой и цифровой аппаратурой, входящей в антенную систему.

В частности, внутренний шум аналого-цифрового тракта определяется дрожанием апертуры, дрожанием от дискретизации, дифференциальной нелинейностью.

Вторым фактором является, длинна выборки обучающих пакетов. Как говорилось выше, корреляционная матрица входных сигналов может быть вырожденной, что ведет к неточному оцениванию весовых коэффициентов, поэтому для избежания данной ситуации необходимо увеличивать число обучающих пакетов.

Третьим фактором, вызывающим ошибки в работе алгоритма адаптивной фильтрации является декорреляция сигналов в приемных каналах цифровой антенной решетки. Связано это в первую очередь с неидентичностью амплитудно-фазовых характеристик каналов антенной решетки, а также расхождение в них моментов дискретизации сигналов. Так декорреляция сигналов ведет к тому, что недиагональные элементы корреляционной матрицы входных сигналов уменьшаются по модулю, что приводит к неверной оценке весовых коэффициентов.

Разработка макета антенной решетки L-диапазона с цифровым формированием диаграммы направленности «на передачу» и «на прием»

Шевчук А.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Каращан С.В.
Филиал МАИ, Жуковский
sashshevchuk@mail.ru

Рабочее место собиралось на базе шасси NI PXIe-1085. Программное обеспечение разрабатывалось в среде LabVIEW. Для этого были использованы четыре векторных генератора с единым опорным сигналом, один векторный анализатор спектра. Составными частями стенда являются: шасси NI PXIe-1085; контроллер NI PXIe-8135. Векторный анализатор СВЧ сигналов NI PXIe-5665 включает в себя три блока: преобразователь частоты NI PXIe-5605, аналого-цифровой преобразователь ПЧ сигналов NI PXIe-5622, гетеродин NI PXIe-5653. Векторный генератор ВЧ сигналов NI PXIe-5673E включает в себя три блока: I/Q модулятор NI PXIe-5611, генератор сигналов произвольной формы NI PXIe-5450, генератор СВЧ - сигналов NI PXIe-5652 используемый в качестве гетеродина.

Для корректной работы векторного анализатора [1] и векторных генераторов [2] была произведена сборка в соответствии с инструкцией, прилагающийся к модулям. Была произведена ассоциация модулей и подключение выводов на лицевой панели модулей. После сборки и проверки работы, для достижения поставленной цели, было решено внеси изменения в схему сборки векторного генератора, чтобы обеспечить приход на каждый элемент АР сигнала с одинаковой амплитудой.

Была разработана программа в среде LabVIEW, обеспечивающая управление каждым генератором в отдельности [3]. Данная программа позволяет корректировать частоту, на которой генерируется сигнал, и мощность генерируемого сигнала. Фаза сигнала рассчитывается автоматически по заданным параметрам. Программа позволяет запустить четыре генератора одновременно и управлять параметрами генерируемых сигналов. В программе присутствует окно диагностики ошибок для каждого генератора. В случае, если исходные параметры введены некорректно или неправильно подключены выводы на внешней панели модулей, то программа выводит ошибку на экран. В случае, если указаны

какие-либо граничные значения, в окне высветится соответствующее предупреждение, но генератор при этом запустится.

Реализована функция расчета фаз в каждом канале для отклонения основного лепестка ДН на заданный угол. В данный момент программа позволяет обновить фазы только после остановки всех 4 генераторов, после чего программа автоматически рассчитывает новые фазы, если изменились исходные данные, и заново запускаются генераторы с новой начальной фазой.

Реализована возможность работы в импульсном режиме. За управление режимом отвечает блок ПО «Управление импульсным режимом». Данный блок управляет одновременно четырьмя каналами. Возможно, задавать число генерируемых импульсов, период их повторения и длительность. Возможна настройка длительности каждого импульса в отдельности. Если длительность импульса не задана, равна 0, то импульс отсутствует. В том случае если исходные данные заданы так, как на рисунке 10, то формируется три импульса длительностью 1 мкс с периодом повторения 3 мкс. Поскольку заданное количество импульсов равно 6, а не 3, в результате получается 9 мкс режима ожидания. В следующем цикле будет снова сгенерировано три импульса.

Для работы с векторным анализатором СВЧ сигналов NI PXIe-5665 мы используем готовую программу от фирмы National Instruments NI-RFSA Soft Front Panel.

Данная программа позволяет визуализировать спектр принимаемого сигнала, проводить оценку мощности сигнал на интересующей нас частоте при помощи маркера.

Так же была поставлена задача разработки собственной программы для векторного анализатора СВЧ сигналов в среде LabVIEW.

После проведения повторных работ была проверена корректность работы программного обеспечения и готовность рабочего места для дальнейших исследований.

На основе собранного рабочего места и разработанного ПО был проведен эксперимент по формированию ЦДН на передачу в L-диапазоне. Программа для 4-х канального генератора СВЧ сигналов полностью работоспособна. В ходе проведение работ удалось сформировать ДН, направленную по нормали к раскрыву антенны, и отклонить основной лепесток на половину его ширины.

Секция №4.3 Наукоёмкие технологии производства аэрокосмического приборостроения и радиоэлектроники

Морфологические изменения поверхности углеродного волокна при высокодозовом ионном облучении

Аникин В.А., Овчинников М.А.
Научный руководитель — профессор, д.ф-м.н. Борисов А.М.
МАИ, Москва
anikin_vasil@mail.ru

В настоящее время ваэрокосмической отрасли наблюдается интенсивное применение и внедрение технологий, в основу которых входят композитные материалы. Из различного рода углеродных волокон и изготовленных на их основе композитов конструируют различные элементы космических и летательных аппаратов – крылья, обшивка, лопатки вентиляторов, сопла двигателей и.т.д. Все это направлено на достижение одной цели – снижение веса, при сохранении, а при возможности, увеличения прочности, надежности и ресурса конструкции в целом. В связи с этим проводится обширные фундаментальные, поисковые и прикладные научные работы по изучению и модификации свойств уже существующих углеродных материалов, а также созданию новых. Углерод-углеродные композиционные материалы, армированные углеродными волокнами на основе ПАН-волокна, рассматриваются как приоритетные конструкционные материалы ядерных реакторов и аэрокосмической техники. Углеродные ПАН-волокна содержат ядро с турбостратной структурой и высокосовершенную текстурированную оболочку, образованную слоями графита, ориентированными вдоль поверхности волокна, так что ось с направлена по радиусу волокна. Известно, что радиационное воздействие на углеграфитовые материалы, приводят к сильным температурным зависимостям различных физических и механических свойств [1]. Высокодозное ионное облучение композиционных материалов с армирующими их углеродными волокнами может приводить как к структурным изменением, так и к значительным изменениям морфологии оболочки волокна [2-3]. При этом в зависимости от температуры облучения Т и уровня радиационных нарушений, определяемого числом смещений на атом, могут происходить процессы аморфизации, рекристаллизации, а также развития специфической морфологии поверхности, в частности, гофрирование волокна. В данной работе проводится анализ ионно-индуцированной модификации оболочки углеродного волокна композита КУП-ВМ ионами Ne+и Ar+ энергии 30 кэВ при нормальном падении в интервале комнатной температуры до 600оС посредством использования растровой электронной микроскопии, лазерной гониофотометрии и спектроскопии комбинационного рассеяния света. Установлено, что структурные и морфологические изменения, проявляемые при повышенных температурах облучаемого композита >125оС для неона и >250оС для аргона, выражающиеся в образовании гофрообразных субмикронных структур проявляют особенность при температурах 400-500оС. Доля гофрированной структуры на поверхности волокна и углы наклона граней гофров при этих температурах становится минимальной, особенно это характерно для ионов аргона. Также было найдено, что диапазон углов наклона граней ионно-индуцированных гофров приходится на углы двойникования при пластической деформации кристаллитов графита. Полученные закономерности, вместе с ранее установленными, позволяют связать явление ионно-индуцированного гофрирования с анизотропными радиационно-индуцированными пластическими процессами формоизменения углеродных материалов [1] с учетом распыления поверхности ионной бомбардировкой. Кроме того ионное облучение приводит к значительным структурным изменениям поверхностного слоя композита, зависящим от температуры облучения. Наблюдаемое смещение G-пика в спектрах

комбинационного рассеяния света в область высоких частот после облучения при температурах T>400 oC предполагает ионно-индуцированное формирование нанокристаллического графита.

Литература

1. Virgil'evYu.S., KalyaginaI.P. // InorganicMaterials. Suppl.1 2004. V.1. p. S33.
2. Andrianova N.N., Borisov A.M., Mashkova E.S. et al.Horizons in World Physics, Nova Science Publishers. 2013. V. 280. P. 171.
3. Андрианова Н.Н., Борисов А.М., Виргильев Ю.С. и др. // Поверхность. Рентген., синхротрон.и нейтрон. исследования. 2014. №6. С.6.

Исследование характеристик покрытий, формируемых на алюминиевых композитах методом микродугового оксидирования

Аникин К.А., Кондрацкий И.О., Ланг И.Г.
Научный руководитель — Эпельфельд Андрей
МАИ, Москва
airgear12@mail.ru

Порошковые алюминиевые композиты являются перспективными конструкционными материалами в авиакосмической отрасли с точки зрения их малого веса и высокой удельной прочности. Кроме того, в настоящее время разработаны подходы для дальнейшего повышения их прочностных свойств, например, путем легирования медью. В связи с этим алюминиевые композиты могут применяться для изготовления деталей приборов, турбонасосных агрегатов ракетных двигателей и др. [1]. Однако при использовании таких материалов часто требуется повышение их износо- и коррозионной стойкости. Одним из методов решения данной проблемы является формирование на их поверхности защитных керамикоподобных покрытий методом микродугового оксидирования (МДО). МДО – электрохимический процесс, использующий энергию электрических микроразрядов, функционирующих на поверхности обрабатываемого материала, что позволяет получать многофункциональные покрытия с высокой износостойкостью, коррозионно-защитной способностью, термостойкостью и др. [2].

МДО-покрытия формировали на алюминиевых композитах без добавок (Al) и легированных медью (Al + 1 % Cu) и (Al + 4,5 % Cu) в силикатно-щелочном электролите в анодно-катодном режиме, продолжительность процесса МДО составляла 60 и 180 мин. Покрытия исследовали с помощью методов растровой электронной микроскопии, рентгеновского микроанализа, рентгеновской фотоэлектронной спектрометрии и рентгенофазового анализа. Микротвердость покрытий измеряли на тестере Micromet 5114. Поляризационные кривые, иллюстрирующие коррозионное поведение алюминиевых композитов, снимались в 3 % растворе NaCl на потенциостате по стандартной трехэлектродной схеме с хлорсеребряным электродом сравнения.

Исследования показали, что МДО-покрытия имеют слоистую структуру, типичную для покрытий на компактных алюминиевых сплавах, но с избыточным содержанием алюминия. Толщина покрытий после МДО-обработки в течение 60 мин составила 40 мкм для композита (Al), 45 мкм – для (Al + 1 % Cu) и 25 мкм – для (Al + 4,5 % Cu). При увеличении продолжительности обработки до 180 мин на композите (Al) получили покрытие толщиной 75 мкм. Анализ элементного состава МДО-покрытий показал наличие алюминия и кислорода, а также небольшое содержание кремния. Рентгенофазовый анализ выявил, что МДО-покрытия на алюминиевых композитах состоят в основном из γ-Al2O3, присутствует также η-Al2O3 фаза. Увеличение продолжительности МДО-обработки до 180 мин приводит к появлению в покрытии корунда α-Al2O3. Также было установлено, что МДО-обработка алюминиевых композитов увеличивает микротвердость их поверхности и снижает токи коррозии более чем на порядок.

Литература

1. Savushkina S.V., Agureev L.E., Ashmarin A.A., Ivanov B.S., Apelfeld A.V., Vinogradov A.V. Investigation of ceramic-like coatings formed on aluminum composites by microarc oxidation//Journal of Surface Investigation: X-Ray, Synchrotron and Neutron Techniques. 2017. V. 11. No 6. P. 1154–1158.

2. Эпельфельд А.В., Белкин П.Н., Борисов А.М., Васин В.А., Крит Б.Л., Людин В.Б., Сомов О.В., Сорокин, В.А. Суминов И.В., Францкевич В.П. Современные технологии модификации поверхности материалов и нанесения защитных покрытий: в 3 т. Т. I: Микродуговое оксидирование. – М.; СПб.: Реноме, 2017. – 648 с.

Разработка и исследование методов контроля кольцевого лазера

Апраксина А.В., Вишняков М.С.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Акилин В.И.
МАИ
allochka.95@mail.ru

В пилотажных и навигационных системах летательных аппаратов нашли широкое применение гироскопические приборы и устройства. Наиболее актуальным направлением является разработка бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на лазерных гироскопах (ЛГ).

Для обеспечения точностей БИНС чувствительные элементы, объединенные в блок чувствительных элементов (БЧЭ) должны соответствовать высоким требованиям.

Лазерный гироскоп (ЛГ), работающий в режиме датчика угловой скорости, находит применение в навигационных системах бесплатформенного типов, должен соответствовать высокой точности. Он может быть использован в качестве чувствительного элемента систем автономного определения азимутальных направлений (лазерный гирокомпас), а также в системах ориентации.

Назначение лазерного гироскопа - измерение проекции абсолютной угловой скорости основания на ось чувствительности прибора, т.е. на ось, перпендикулярную плоскости замкнутого оптического контура (резонатора).

Чувствительным элементом (носителем информации) в лазерных гироскопах является луч света, бегающий по замкнутому оптическому контуру, в двух противоположных направлениях. Выходным сигналом, появляющимся при вращении замкнутого контура с некоторой угловой скоростью, является разность частот встречно распространяющихся в кольцевом резонаторе лучей.

В докладе показана схема съема информации в лазерном гироскопе, выходной сигнал в виде импульсов переменной часоты.

Важнейшей частью лазерного гироскопа является кольцевой лазер (КЛ), оптико-физические параметры которого во многом определяют точностные и эксплуатационные характеристики лазерного гироскопа.

Кольцевой оптический резонатор (кольцевой лазер) – КЛ, представляющий собой оптический контур, заполненный гелий-неоновой смесью, с системой отражающих зеркал.

Корпус кольцевого резонатора изготавливается из ситалла- специального стекла, имеющего очень малый коэффициент температурного линейного расширения.

У ЛГ есть ряд особенностей, наиболее существенной из которых является существование так называемой "мертвой зоны" или "зоны захвата.

В докладе представлен ряд недостатков. Основными из них являются: эффект захвата встречных волн в результате синхронизации их частот, что приводит к возникновению зоны нечувствительности; нестабильность оптического периметра, нулевой сигнал.

Исследование оптических свойств полиэтилентерефталата, модифицированного ионно-плазменными методами

Архангельский А.А., Суханов В.Н., Соловьев П.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Кузькин В.И.
МАИ, Москва
Dagerkrab@gmail.com

Модифицирование поверхности полимерных материалов с приданием им определенных свойств является весьма актуальной задачей, поскольку именно поверхность влияет на функциональные характеристики изделия и время его работоспособности. Такие свойства поверхности, как состав, структура, рельеф определяют широкий спектр свойств материалов: механический износ изделия, стойкость к коррозии, медицинские и биологические характеристики и т.д. При этом необходимо добиваться высоких оптических показателей, поэтому в данной работе рассматриваются оптические свойства наноструктурированных барьерных слоев на поверхности полимеров.

Экономически выгодным решением является создание барьерных слоев на поверхности полимерных материалов методами ионно-плазменный технологии. При этом определяющий фактором является сохранение оптических параметров и увеличение срока службы полимеров после обработки.

Оптические свойства поверхности зависят от модификации поверхности. Большую роль при этом играет первичная обработка, приводящая к изменению рельефа поверхности, который при дальнейшем нанесении на поверхность фторуглеродной плёнки из двухкомпонентной газовой смеси CF4 + C6H12, приводит к образованию области так называемых переходных процессов (от нанесения плёнки к её травлению). Так же большую роль играет спектр излучения, при котором будет работать данный материал. Фторуглеродные плёнки, сформированные при содержании CF4 от 40% до 60% в газовой смеси, обладают рядом свойств, которые позволяют использовать их в качестве барьерных слоев для изделий из полимерных материалов.

Целью данной работы является исследование влияния условий предварительной обработки поверхности полимерных материалов ионами CF4 и последующего нанесения фторуглеродного покрытия с различным содержанием CF4 в газовой смеси на оптические свойства полимерных материалов.

Наноструктурирование поверхности осуществлялось, направленными ионно-плазменными потоками частиц при помощи ионных источников, работающих в скрещенных электрическом и магнитном полях. Модифицирование полимерных материалов осуществлялась нанесением тонких (10 □ 100 нм) углеродсодержащих покрытий методом ионно-стимулированного осаждения из газовой фазы циклогексана (C6H12).В качестве модельных полимеров был выбран полиэтилентерефталат.

Оптические свойства образцов ПЭТФ исследовались с помощью спектрофотометра PhotoLab UV-VIS. Были взяты образцы размером 1см х 5см, которые затем помещались в прямоугольную стеклянную кювету. Спектрофотометр направляет излучение различных длин волн, проходящее к приемнику сквозь образец. Приемник анализирует пришедшее излучение, сравнивая с отправленным, и получает данные на разных участках спектра. Результатом вышеописанных измерений являются графики зависимости отеческих свойств от длины волны излучения, проходящего сквозь образцы.

Перспективные методы изготовления и контроля наноструктур с использованием принципов сканирующей микроскопии

Архипов А.Г.
Научный руководитель — профессор, Кондрашин А.А.
МАИ, Москва
inh1994@ya.ru

К настоящему времени минимальные размеры элементов микросхем достигли 12-14 нм, а после 2017 года ожидается появление в нано электронике технологических процессов, выполненных по технологии 10 нм. В связи с этим необходимо модернизировать существующие и разрабатывать новые микро- и нанотехнологии, позволяющие изготавливать 3D структуры с размером от 5 до 100 нм.

Решением данной проблемы может являться внедрение в производство технологических решений принципиально иной физики – физики квантовых эффектов и квантовых точек, подразумевающих под собой создание отдельных островковых структур размером менее 1-2 нм, т.е. создание структур, состоящих всего из 3-50 различных атомов. Создание таких структур теоретически возможно:

1. На основе использовании процессов самоформирования, когда наноразмерные объекты образуются из однородного материала, вследствие возникновения различных неравновесных условий (например, при передаче поверхности исходного материала внешней энергии);

2. На основе нанолитографических технологий:

– аддитивно-молекулярные методы (осаждение кластеров, нанокапель и т.д. в произвольные точки поверхности подложки, например, при помощи зондовых методов);

– субтрактивно-лучевые методы (локальное травление материала маски, предварительно нанесенного на заданную часть поверхность подложки).

Одними из основных проблем формирования многослойных нано- и микро размерных объектов (устройств) являются:

– необходимость чёткого контроля нано размеров структур элементов, составляющих устройство в целом;

– проблема точного совмещения отдельных слоёв многослойных нано- и микро размерных устройств;

– распознавание и клонирование ранее изготовленных наноструктур.

Целью данной работы является рассмотрение возможностей современных методов формирования и контроля сложных (многослойных) наноразмерных структур на основе различных аддитивных и субтрактивных технологий.

Максимально эффективным способом, обеспечивающим возможность, как изготовления, так и контроля (сканирования) структур на наноуровне являются принципы современной микроскопии.

Современная микроскопия обеспечивает контроль различных отдельных трехмерных наноструктур (включая отдельные сложные наночастицы, нанопроволоки и нанотрубки), квантовых точек, магнитных наноматериалов, фотонных кристаллов и биологических наноструктур.

Другой особенностью современной микроскопии является возможность построения максимально точной реальной 3D модели объекта. Сравнивая ряд параметров реальной 3D модели объекта с заданными в техническом задании требованиями или с «идеальной» 3D моделью, можно с уверенностью судить о качестве изготовления структур. При этом, чем выше разрешение микроскопа, тем точнее модель, но и больше времени на проведение сканирования (контроля). Максимально высокое разрешение микроскопа способствует не только получению качественных «снимков» поверхности структуры, но и более точному совмещению слоёв многослойных структур.

Для сканирования (контроля) поверхности используются ионные, рентгеновские, электронные, сканирующие зондовые и оптические микроскопы. Каждый из перечисленных

способов обладает своими достоинствами и недостатками, определяющими эффективность их применения для решения конкретных поставленных задач. К технологиям сканирования наноразмерных трехмерных электронных устройств относятся:

- оптическая модуляционная интерференционная микроскопия (ОМИМ);
- сканирующая растровая электронная микроскопия (РЭМ);
- ионная микроскопия;
- рентгеновская микроскопия (РМ):
  - рентгеновская томография;
  - импульсная лазерная рентгеновская микроскопия (ИЛРМ);
- сканирующая зондовая микроскопия:
  - ближнепольная оптическая микроскопия (СБОМ) (с диафрагмой и без диафрагмы);
  - атомно-силовая микроскопия (АСМ).

Разработка методики исследования структуры полимерных композиционных материалов с нанографитовым наполнителем

Баимова А.В.
Научный руководитель — доцент, Сагитова Е.А.
МАИ, Москва
baimova.aiza@mail.ru

В настоящее время, во всех отраслях промышленности, включая машиностроение, приборостроение и авиационную промышленность, наблюдается тенденция к все более широкому применению изделий из полимерных материалов.

Свойства любого полимерного материала сильно зависят от его структуры, придаваемой материалу в процессе изготовления. С одной стороны, это позволяет целенаправленно изменять технические характеристики материала в достаточно широких пределах и получать относительно недорогие материалы, обладающие комплексом уникальных свойств. Например, детали, изготовленные на основе полимерных материалов, в среднем на 25-35% легче металлических аналогов при одинаковой прочности.

С другой стороны, при разработки нового материала всегда актуальными являются разработка высокоинформативных и удобных методов количественного анализа и всестороннее изучение структуры материала.

Спектроскопия комбинационного рассеяния (КР) света — мощный, неразрушающий метод анализа структуры как чистых полимеров, так и неорганических наполнителей, в частности различных аллотропных форм углерода (графита и графена, углеродных нанотрубок). Она диагностирует кристаллическую и аморфную фазы полимеров, что является значительным преимуществом перед традиционно используемыми методами рентгеноструктурного анализа и дифференциальной сканирующей калориметрии, которые позволяют детально охарактеризовать только кристаллическую фазу образца. В графитовых материалах с помощью спектроскопии КР можно определить продольные размеры и толщину графитовых пластин. Однако, это метод сравнительно редко применяется для анализа структуры полимерных композитов.

Целью работы является разработка и развитие количественных методик спектроскопии КР для анализа структуры нанокомпозитов сверхвысокомолекулярный полиэтилен (СВМПЭ)/нанографит.

В докладе представлены результаты исследования методом спектроскопии КР структуры двух видов композитов, различающихся технологией получения наполнителя (нанографита). Для первого вида композитов графитовые нанопластины были получены методом термического расширения графита (ТРГ), для второго использовался восстановленный оксид графита (ВОГ). Спектры КР были зарегистрированы при длине волны возбуждающего излучения 532 нм.

Для обоих типов композитов установлено, что содержание кристаллической фазы полимерной матрицы составляет 40-52%, аморфные области изучаемых материалов содержат в основном макромолекулы с большим содержанием гош-конформеров. Однако введение наполнителя в полимер может привести к увеличению содержания транс-конформеров в аморфной фазе. На основе анализа интенсивностей 2D и G полос нанографита, получены оценки поперечного размера нанопластин в композитах: 10-11 нм для композитов с ВОГ и 38-40 нм для композитов с ТРГ, а также оценки толщины нанопластин.

Предложен оригинальный способ решения проблемы, препятствующей количественному анализу структуры композитов СВМПЭ/нанографит методами КР спектроскопии, которая заключается в необходимости разделение вкладов от перекрывающихся по частоте линий КР полимерной матрицы и наполнителя.

Разработка и организация серийного производства переменных оптических аттенюаторов и их модулей на базе создаваемой базовой технологии производства низковольтных оптических MEMS-зеркал

Баринов М.А.
Научный руководитель — доцент, Когой Т.В.
МАИ, Москва
frosten13@gmail.com

Целью работы является определение принципиальной возможности создания низковольтного МЭМС-зеркала на базе технологии PZT и подготовка архитектурных и технических решений для создания переменного оптического аттенюатора на базе низковольтной МЭМС как пассивного оптического компонента для телекоммуникационной отрасли.

Создание технологии производства оптических низковольтных микроэлектромеханических (далее – МЭМС) зеркал, разработка переменных оптических аттенюаторов (Variable Optical Attenuator - VOA) различных модификаций и их модулей на ее базе с последующей организацией производства и выводом продукта на рынок является актуальной задачей обеспечения российской телекоммуникационной отрасли технически современными и недорогими компонентами для волоконно-оптических сетей передачи данных.

Переменные оптические аттенюаторы (Variable Optical Attenuator – VOA) – являются важными компонентами оптических линий связи, которые обеспечивают управление (снижение) уровнем мощности оптических сигналов на входе в приемники, выполняющие обработку и маршрутизацию в сетях передачи данных.

По заданию предприятия разрабатывается информационная база данных в которой можно получить все данные по разработке деталей, отдельные части которых разрабатываются на разных предприятиях.

Ключевые преимущества продукции, которые должны быть обеспечены создаваемой технологией – это низкое энергопотребление, широкие диапазоны регулирования, низкие вносимые потери, компактность и высокий уровень надежности, требуемый международными стандартами (главным образом, спецификации GR Telcordia/Bellcore), применяемыми в телекоммуникационной отрасли.

Указанные преимущества предлагается достигать за счет применения низковольтной микроэлектромеханической системы, основанной на использовании инновационного для данной задачи керамического материала (PZT - цирконат-титанат свинца), обеспечивающего пьезоэлектрический эффект, в сочетании с тонкими слоями различных материалов (такими как титан и платина), наносимыми на базовую поверхность МЭМС-зеркала.

Данная технология позволит создать аттенюаторы как продукты, в составе которых отсутствуют активные электронные компоненты, что является важным трендом в развитии систем волоконно-оптической передачи данных.

Данный доклад подтверждает возможность создания низковольтных МЭМС-зеркал с заданными параметрами (до 5,0 В) и оптических аттенюаторов как пассивных оптических компонентов, достижимость конкурентных требований, подтвержденных результатами лабораторных тестов, сформированное ТЗ на опытно-конструкторскую часть работы, отработанная методология сборки образцов и проведения испытаний.

Результаты работы являются значимыми для выполнения последующих этапов проекта, вносят вклад в развитие отечественных технологий производства оптических МЭМС и компонентной базы для телекоммуникационного оборудования.

Литература

1. Нано - и микросистемная техника/ От исследований к разработкам/ Сборник статей под ред. П. П. Мальцева.М.: Техносфера, 2005. – 592 с.

2. Крылов К.И. Применение лазеров в машиностроении и приборостроении [Текст] / К.И. Крылов, В.Т. Прокопенко, А.С Митрофанов. - Ленинград : Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1978. - 335 с.

3. Борн М., Вольф Э. — Основы оптики, Изд. 2-е. Перевод с английского. Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», 1973. 713 с

Особенности теории работы, принципов построения и конструкции навигационного комплекса летательного аппарата

Борисова И.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Акилин В.И.
МАИ, Москва
irunchik_ok@mail.ru

Рассматриваемый навигационный комплекс служит для автоматического измерения в месте положения летательного аппарата с высокой точностью величины g, получение данных о координате места и скорости движения.

В состав навигационного комплекса входит:

- динамически настраиваемый гироскоп (ДНГ);
- два акселерометра АКх, АКу;
- гравиметрический чувствительный элемент (ГРЧЭ);
- волоконно-оптический гироскоп (ВОГ).

ДНГ с вертикальным положением кинетического момента, служит для стабилизации координатных осей. Акселерометры включены в систему коррекции. Сигналы с акселерометров после их обработки поступают на датчики моментов гироскопов. Тем самым платформа остается горизонтальной. На ось чувствительности ГРЧЭ проектируются горизонтальные ускорения, вызывая погрешность выработки аномалии силы тяжести. ВОГ используется для формирования инструментальной системы координат.

В работе показано, что из-за большой скорости самолета, спектры вертикальных ускорений, вызванные особенностями полета самолета в вертикальной плоскости, и спектры аномалий силы тяжести совпадают. Выполнены расчеты выработки ускорения аномалии силы тяжести из показаний ГРЧЭ в процессе постобработки. Приоритетным является обеспечение точности синхронизации данных GPS и ГРЧЭ. Предложен вариант решения задачи передачи сигнала датчика угла гироблока через передаточную функцию на датчик момента карданова подвеса для согласования положения корпуса гироблока, а следовательно и платформы, относительно осей выбранных координат.

В докладе рассматриваются методики контроля функциональных элементов, входящих в состав комплекса, после их изготовления анализируются результаты экспериментальных исследований, даются рекомендации по снижению погрешностей комплекса.

Модернизация автоматизированной испытательной системы для проведения электрорадиотехнических испытаний

Ворошилин А.П.
Научный руководитель — Кириллин А.В.
МАИ, Москва
voroshilin9@gmail.com

Электрорадиотехнические испытания это важный этап создания сложного технического изделия, здесь подвергаются проверки все части космического аппарата, для обеспечения высокого качества проведения испытаний необходим всесторонний контроль различных аспектов КА. Требования предъявляемые к объекту испытаний довольно высоки и требуют тщательного и комплексного подхода к организации и проведению электрических испытаний.

Автоматизированный комплекс предназначен для проведения, и контроля испытаний, это гибко настраиваемая испытательная система, она позволяет оперативно и без особых экономических затрат вводить новые или модернизированные модули и подсистемы.

Подсистема монитора шин питания (ПС МШП) является одной из таких подсистем. Подсистема обеспечивает осциллографирование (регистрацию, протоколирование и отображение на экране монитора в виде графиков с привязкой к сеансному времени) состояния от одного до шести аналоговых параметров систем, представленных напряжениями или токами, с последующим послесеансным просмотром и обработкой протоколов.

Уникальность данной подсистемы состоит в том, что прибор измерения помимо напряжения и тока он способен мерять сопротивление изоляции когда изделие находится под напряжением. Подсистема совмещает в себе несколько устройств таким образом она позволяет упростить компоновку стенда и отказаться от использования как минимум 3-х вольтметров и 1-го прибора для измерения сопротивления изоляции.

Таким образом данная модернизация положительно сказывается на ходе электрорадиотехнических испытаний так как она более современна, соответсвует всем требованиям по точности и надежности, а также имеет более гибко настраиваемый интерфейс и позволяет использовать меньше контрольно проверочного оборудования а следовательно и разгрузить работу оператора. Данная модернизация упростит и ускорит процесс испытаний.

Разработка лазерной беспроводной системы передачи информации

Газизова А.Ю.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Могильная Т.Ю.
МАИ, Москва
aiswork102@gmail.com

В настоящее время беспроводные системы передачи информации на базе лазерных технологий являются одними из самых перспективных направлений в области передачи информации.

Разрабатываемая лазерная беспроводная система связи относится к оптическим системам связи в свободном пространстве, а именно к беспроводным оптическим линиям связи внутри помещений, и к соответствующим способам. Она представляет собой двунаправленную систему связи, каждый блок которого имеет приемник и передатчик, предназначенные для передачи текстовых, звуковых и графических данных по беспроводному оптическому каналу на расстояние до 100 м. Скорость передачи информации, достигаемая в беспроводном оптическом канале, сравнима с оптоволоконным.

Передатчиком служит полупроводниковый лазерный диод, что дает возможность использования готовых оптических элементов. Однако это приводит к появлению

нелинейных эффектов, т.к. промышленно выпускаемые излучатели средней мощности основаны на волнах с близкой частотой и не обладают достаточной степенью стабильности. Расчеты показали, что основной причиной возникновения нестабильности несущего сигнала является взаимодействие двух несущих волн с близкой частотой.

В рамках данной работы предложен метод стабилизации частоты несущего сигнала путем введения нелинейного кристалла в конструкцию системы, что позволяет повысить точность передачи сигнала за счет уменьшения девиации частоты несущего сигнала и аберрационных потерь, которые влияют на вероятность распознавания сигнала.

В ходе работы поставлены и выполнены следующие задачи:

- произведена оптимизация линзовой системы;
- произведены расчеты базового варианта схемы;
- смоделирована модель распространения когерентного излучения;
- определены предельные параметры мощности излучения пучка;
- рассчитана девиация частоты возникающего за счет эффекта Доплера;
- предложен метод стабилизации частоты несущего сигнала.

Исследование влияния параметров поверхности наноструктурированных фторуглеродных покрытий на основе полимерных материалов на стойкость к биодеструкции

Галлямова А.Т., Щур П.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Елинсон В.М.
МАИ, Москва
gallyamova_azaliya@mail.ru

Увеличение срока службы изделий из полимерных материалов, которые используются в аэрокосмическом комплексе, является серьезной задачей. В работах нашего коллектива была показана возможность создания наноструктурированных барьерных слоев на основе фторуглеродных пленок, полученных с использованием газовой смеси, содержащей CF4 (компонент, производящий травление поверхности) и C6H12 (компонент, производящий нанесение пленок), на поверхности полимерных материалов, которые уменьшают адгезию поверхности в отношении микробных клеток, что увеличивает стойкость к биодеструкции.

В результате исследований было установлено наличие области переходных процессов (переход от нанесения пленки к травлению с увеличением содержания CF4 в газовой смеси), которая сопровождалась образованием специфического рельефа. Результаты были получены с помощью электронной микроскопии, показавшей, что особенностью данного рельефа является расстояние между пиками, не превышающее 1 мкм. Однако, для более точной оценки рельефа представляется необходимым оценка параметров рельефа с помощью АСМ, в частности таких параметров, как Rq, Ra, Hz. Исследование рельефа поверхности методами АСМ позволяет расширить представление о расположении пиков и их количестве.

Таким образом, целью данной работы является исследование методами АСМ рельефа наноструктурированных фторуглеродных поверхностей, сформированных на полимерных материалах, а также влияния параметров рельефа на стойкость к биодеструкции.

Формирование барьерных слоев проводилось на вакуумной установке, оснащенной двумя источниками ионов. На первом этапе производилась ионная обработка с помощью тетрафторметана (CF4) в течение 30 минут. На втором этапе наносилась фторуглеродная плёнка с различным соотношением CF4 и C6H12 в газовой смеси. В качестве модельного полимера был выбран полиэтилентерефталат (ПЭТФ), как один из наиболее используемых полимеров в авиации, космонавтике и электронике. Для исследования адгезивных свойств в качестве микроорганизма-биодеструктора использовали S. aureus. Измерение параметров поверхности проводилось с помощью сканирующего зондового микроскопа с АСМ головкой NT MDT Solver Next (г. Зеленоград) в полуконтактном режиме во избежание деформации

поверхности образца. Сканы размером 10*10 мкм были обработаны в программе Nova PX. Для каждого образца было проведено не менее 5 измерений.

Установлено наличие пика среднеквадратического отклонения шероховатости Rq и образование выраженного рельефа на поверхности ПЭТФ в области переходных процессов. Полученные результаты показали возможность создания области процессов, препятствующих адгезии клеток микроорганизмов на поверхности полимерного материала. Указанная область переходных процессов является результатом оптимального содержания фтора в пленке и сформированного специфического рельефа, которые совместно обеспечивают отсутствие адгезии микробных клеток. Исследование методами АСМ рельефа, полученного для различных условий формирования пленок и различных видов предварительной обработки позволяет заложить реальную основу для дальнейшего развития технологий формирования указанных барьерных слоев.

Исследование топологии модифицированной поверхности полиэтилентерефталата (ПЭТФ) методами атомно-силовой микроскопии

Григорьян А.Р.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Кузькин В.И.
МАИ, Москва
grygar@yandex.ru

Структурирование поверхности полимерных материалов приводит к изменению топологии, морфологии и химического состава приповерхностных слоев. Ощутимое влияние на функциональные характеристики материалов оказывают различные свойства поверхности. Механический износ, стойкость изделия к коррозии, медицинские и биологические характеристики зависят от состава, структуры и рельефа поверхности материала. В связи с этим модифицирование поверхности полимерного материала, в частности ПЭТФ, для придания ему определенных свойств является актуальной задачей.

Несколькими из основополагающих характеристик поверхности являются параметры рельефа поверхности. Так, например, увеличение шероховатости поверхности приводит к повышению адгезии, к росту коэффициента трения, облегчению механического сцепления и увеличения площади контактной поверхности.

Анализ изменения среднеквадратического отклонения шероховатости целесообразно применять для оценки произошедшей модификации поверхности, поскольку он в значительной степени отражает изменения рельефа поверхности. При этом увеличение Rq свидетельствует об увеличении реальной площади поверхности по отношению к геометрической, т.е. о повышении адгезии, росте коэффициента трения, облегчению механического сцепления и увеличении площади контактной поверхности.

Целью данной работы является исследование влияния условий предварительной обработки материалов ионами CF4 и последующего нанесения фторуглеродного покрытия с различной концентрацией CF4 в газовой смеси на параметры рельефа поверхности материала.

Модифицирование ПЭТФ осуществлялось нанесением тонких (10, 100 нм) углеродосодержащих покрытий методом ионно-стимулированного осаждения из газовой фазы циклогексана (C6H12).

Рельеф поверхности пленок исследовался с помощью сканирующего зондового микроскопа Solver P47 (NT-MDT) в полуконтактном режиме. Применялись кремнивые кантилеверы NSG11 с радиусом кривизны зондов не более 10 нм и резонансной частотой 185 кГц. Для расчета параметров рельефа (шероховатости, пиков и т.д.) применялся пакет программ Gwyddion. Полученные характеристики сравнивались с технологическими параметрами процесса модификации, с которыми коррелируют величины этих характеристик.

Разработка и экспериментальная оценка параметров излучателя АФАР

Гусев Н.А.
МАИ, Москва
nikolay1_9@mail.ru

В ходе работы был проведен анализ излучающих модулей. В виду конструктивных особенностей для дальнейшего использования сравнивались микрополосковые печатные излучатели с прямоугольной и круглой формой патча, двухчастотная микрополосковая антенна, щелевая микрополосковая антенна, спиральная антенна.

Учитывая требования и особенности, предъявленные к излучающему модулю для получения нужных параметров в данной работе будет использоваться микрополосковая антенна с двумя прямоугольными патчами. Для передачи энергии на патч использоваться щель, которую возбуждает микрополосок, запитываемый коаксиальным кабелем на 50 Ом. Два патча используются для обеспечения более широкого частотного диапазона.

В ходе работы был смоделирован и напечатан излучающий модуль X диапазона.

Излучающий модуль состоит из трех слоёв диэлектрика и экрана из медной пластины толщиной 1 мм и размером стороны 37.4мм. В качестве диэлектрика использовался Rogers 4350B. Rogers – Композиционный материал на основе углеводородного полимера с керамическим наполнителем, усиленный стекловолокном. По краям слоев сделаны 4 конструктивных отверстия для установки на крепежный элемент.

В ходе измерения были получены требуемые значения параметров : коэффициента стоячей волны, коэффициента усиления антенны, коэффициента эллиптичности и диаграмма направленности. При производстве антенны сравнивались значения параметров расчетных, смоделированных в CST Studio и измеренных. Измерение напечатанной антенны проводилось с помощью оснастки, напечатанной на 3D принтере и выполненной из полилактида. Значения параметров представлены в виде графиков. Из графиков видно, что напечатанная антенна удовлетворяем всем требованиям.

Список литературы:

1. “Антенны и устройства СВЧ” под ред. Воскресенского Д. И. М.: “Советское радио” , 1972 г., 320 с.

2. “Устройства СВЧ и антенны. Проектирование фазированных антенных решеток; М.: Радиотехника.2003.- Д.И. Воскресенский., 632с. с илл.

3. IT AMI, H., and HORI, T.: 'Broad band circular polarized microstrip antenna'. Int. Conv. Ree. IECE (in Japanese), 1982, p. 642

Обзор углеродных пористых материалов для конденсаторных структур

Дителева А.О., Кукушкин Д.Ю.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Слепцов В.В.
МАИ, Москва
anna.diteleva@mail.ru

Особое место для выработки и хранения энергии среди электрохимических систем занимают электрохимические конденсаторы (так же их называют суперконденсаторы). Их достоинствами является высокая допустимая мощность, продолжительность жизненного цикла и эффективность зарядки/разрядки; удельная емкость в расчете на единицу объема у таких конденсаторов в отличие от традиционных конденсаторов и батарей выше в 20-200 раз. Электродные материалы для электрохимических конденсаторов должны иметь развитую удельную поверхность, доступность пористой структуры ионам и молекулам электролита, низкую электропроводность и т.д. В центре внимания находятся такие углеродные материалы как активированные угли, углеродные нанотрубки, графен и другие, внутренняя удельная площадь поверхности которых достигает 1000-3000м2/г.

Сейчас в качестве материала электродов распространен дешевый и широкодоступный активированный древесный уголь. Удельная поверхность углеродных саж варьируется в диапазоне от 10 до 1500м2/г. Суперконденсатор с обкладками из активированного угля, залитыми электролитом и мембраной между ними, характеризуется емкостью 250Ф/г, соответствующей удельной емкости ДЭС 10-16Ф/см2.

Основная ставка в быстром накоплении энергии сделана на суперконденсаторы на основе графена. Суперконденсатор Nanotek Instruments Inc.(США) имеет электроды из графена с примесями ацетилена и связующего вещества PTFE. В качестве электролита использовалось вещество EMIMBF4. Плотность энергии в таком устройстве составляет порядка 85,6Втчас/кг при комнатной температуре и порядка 136Втчас/кг при 80 градусах Цельсия.

Нанокомпозиция из нанопористого углеродного материала и термически расширенного графита, добавленного в электрод в качестве токопроводящего компонента, позволяет снизить внутреннее сопротивление конденсатора и несколько повысить их удельную емкость (140–160Ф/г при разрядных токах 10–100мА).

В качестве материала электрода для суперконденсатора перспективен углерод-аэрогель с удельной площадью электродов 400–1000м2/г. Можно изготавливать электроды из порошков аэрогелей со связующем или делать монолитный электрод без связующего. Так же компанией Tartu Technologies (Эстония) заявлено, что производство углерод-аэрогеля дешевле, чем активированного древесного угля. Напряжение аэрогельных суперконденсаторов невелико (несколько вольт), энергетическая плотность составляет 90Втч/кг, плотность мощности – 20Вт/г.

Сегодня также наибольший интерес представляют электроды на основе углеродных нанотрубок. Их можно механически компоновать в высокоупорядоченные структуры. Также они обладают уникальными электрофизическими свойствами, которые позволяют не только снизить удельное сопротивление электродного материала, но и повысить мощностные и ёмкостные характеристики не менее чем на 16% за счёт образования электропроводящей матрицы. Углеродные нанотрубки могут сами выступать в качестве связующего, они образуют матрицу, в которой распределены частицы активных электродных материалов.

Исследователи из Сколтеха и Университета Аалто в Финляндии создали эластичный суперконденсатор из двух электродов, состоящих из подложки полидиметилсилоксана и однослойных углеродных нанотрубок, нанесённых на неё, а также гелевого электролита, расположенного между ними. Вычисленная удельная ёмкость прибора при предварительном растяжении электродов составила 17,5Ф/г.

Так же в качестве электродов для суперконденсаторов может применяться углеродное волокно, характеризующееся высокой силой натяжения, низким коэффициентом температурного расширения и химической инертностью, низким удельным весом, активная поверхность составляет 300—1500 м2/г. Важным преимуществом углеродистых материалов (например, углеволокна) является возможность создания высокопроизводительных рулонных технологий получения гибких электродов, пригодных для организации крупносерийного или массового производства.

Композиты на основе углеродного волокна и полианилина позволяют не только достичь увеличения ёмкостных характеристик полученных композитов по сравнению с исходными углеродными материалами в два раза за счет сочетания ёмкости двойного электрического слоя и псевдоёмкости полианилина (до 250Ф/г и 7.5Ф/см2), но и обеспечить высокие значения электропроводности и КПД электродных структур на их основе, а также и стабильности эксплуатационных характеристик.

В заключении можно сделать вывод, что углерод является весьма перспективным материалом для электрохимических областей применения: углеродные электроды хорошо поляризуются, устойчивы в широком диапазоне температур, являются химически инертными, амфотерный характер углерода позволяет ему выступать как катодом, так и анодом. Не вызывает сомнения, что углеродные материалы играют важную роль в развитии современной энергетики, а электролитические конденсаторы имеют значительный потенциал в качестве аккумуляторов энергии.

Проектирование модулей графической подсистемы операционных систем

Ефремов И.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Мамросенко К.А.
НИИСИ РАН, Москва
i350300800e@gmail.com

Важной задачей микроэлектроники в настоящее время является создание систем на кристалле (СнК) для мобильных платформ и платформ с существенными ограничениями по тепловыделению и энергопотреблению аппаратного обеспечения. СнК с поддержкой 3D графики включает в себя графическое ядро. Разработка СнК, помимо реализации аппаратной части, включает также создание программного обеспечения (ПО) для поддержки оборудования операционной системой (ОС). Архитектурой ОС предусмотрено создание компонента – драйвера, обеспечивающего прием и передачу данных устройства с использованием программного интерфейса. Разработка драйверов для ядра ОС с открытым кодом затрудняется непрерывными изменениями его функций и структуры. Кроме того, количество источников информации по данному вопросу, находящихся в открытом доступе, не велико.

Существует несколько подходов к разработке компонентов графической подсистемы ОС Linux. Использование Fbdev является более простым, но в то же время устаревшим подходом для создания драйвера контроллера вывода на экран (display controller, DC). На данный момент, наиболее актуально использование KMS API, позволяющее реализовать аппаратное ускорение и рендеринг, используемое ключевыми производителями микропроцессоров и графических карт.

Драйвер DC находится в подсистеме ядра Linux. Файл описания аппаратной части СнК представляется в виде дерева узлов и хранит, в том числе, данные о свойствах подключения через коннектор видео интерфейса. Для коннектора видео интерфейса необходим собственный драйвер. DRM коннектор представляет собой программную абстракцию коннектора и получает данные из драйвера коннектора видео интерфейса о параметрах подключения. Кадровый буфер служит источником данных для дисплей-контроллера. Менеджер графической памяти (GEM) управляет выделением памяти, чтением и записью в буферы, но для полного использования возможностей графического ядра необходимо обеспечить взаимодействие модулей ядра ОС и пространства пользователя посредством создания собственных системных вызовов, регламентирующих низкоуровневую работу с устройством.

В современной разработке создание драйверов и СнК зачастую ведется параллельно. Как правило, для этих целей используют платформы для прототипирования на основе FPGA-матриц. Однако, даже при их использовании, отладка модулей ядра занимает значительное время.

Таким образом, создание модулей графической подсистемы ОС Linux представляет собой актуальную, трудоемкую задачу, которой в настоящее время посвящается все больше работ в открытой печати, однако, требующую новых инструментов разработки и отладки.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 17-07-00169 А.

Исследование характеристик каталитических сенсоров довзрывных концентраций метана

Иванов И.И.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Баранов А.М.
МАИ, Москва
mytatka@gmail.com

На территории России находится большое количество промышленных объектов, в производстве которых используются токсичные, горючие и взрывоопасные вещества. В

связи с этим для создания нормальных условий жизнеобеспечения людей, работающих на опасных производствах, необходимо контролировать выбросы вредных веществ в атмосферу и своевременно устранять их.

Для детектирования довзрывных концентраций горючих газов и паров наибольшее распространение получили каталитические сенсоры, использующие термохимический принцип газового анализа.

Для определения концентрации горючих газов в воздухе был разработан перспективный сенсор, имеющий спираль из литого платинового микропровода в кварцоидной изоляции, который выполняет функцию нагревателя. На поверхность спирали нанесен термостойкий носитель с широкоразвитой поверхностью из γ-оксида алюминия, на который нанесен слой платино-паладиевого катализатора. Спираль приваривают к стойкам колодки и помещают в реакционную камеру сгорания. Сравнительный сенсор сконструирован так же, как и активный, за исключением того, что на него не наносят катализатор.

Отличительными особенностями исследуемого сенсора от используемых в мировой практике термокаталитических сенсоров являются малая масса и малые геометрические размеры, что достигается использованием проволоки с диаметром не более 10 мкм и толщиной защитной кварцоидной изоляции 2 мкм.

Проведение измерений параметров сенсором проводилось по мостовой схеме, в одно из плеч моста последовательно подключены рабочий и сравнительный сенсоры. Нагрев рабочего сенсора при окислении метана приводит к изменению его сопротивления, что вызывает появления напряжения на выходе моста. Сравнительный сенсор не изменяет сопротивление, так как при воздействии горючего газа на нем не происходит каталитической реакции.

Были подобраны оптимальные параметры проведения измерений и установлено, что максимальная чувствительность сенсора (30 мВ на 1 % об. метана) достигается в диапазоне температур 400-450 С. Достижение данной температуры обеспечивается приложением напряжения к мостовой схеме 2.8 В. Измерения проводились в диапазоне изменения концентрации метана 0-2,5 % об., в котором характеристика выходного сигнала имеет линейную зависимость. Полученное значение потребляемой мощности в статическом режиме измерений не превышает 150 мВт, что позволяет использовать сенсоры в схемах малопотребляющих газоанализаторов.

Исследование конических колебаний системы амортизации блока чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы

Илиеш Д.В.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Акилин В.И.
МАИ, Москва
dragon_263rus@mail.ru

Одна из основных задач пилотирования - определение положения летательного аппарата в пространстве. Для автономного решения данной задачи использовались различные платформенные инерциальные навигационные системы. По мере развития электронных отраслей производства, ужесточения требований, предъявляемых к летательным аппаратам, на смену платформенным пришли бесплатформенные инерциалные навигационные системы. За счёт внедрения математической платформы удалось значительно уменьшить массогабаритные параметры навигационных систем, увеличить надёжность работы. Одной из систем успешно решающей данную задачу, является бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС). Главными задачами БИНС являются формирование пилотажно-навигационной информации, комплексное преобразование её к виду, удобному для использования при управлении полётом летательного аппарата.

К числу важнейших блоков БИНС относится блок чувствительных элементов (БЧЭ), построенный на лазерных гироскопах и кварцевых акселерометрах. БЧЭ предназначенный для выработки первичной информации о проекциях приращений углов разворота летательного аппарата и его линейных ускорений на три взаимо перпендикулярные оси приборной системы координат. Важным элементом любого БЧЭ является амортизационная система, предохраняющая БЧЭ от ударов, внешней вибрации и способствующая выходу на нормальный режим работы лазерного гироскопа в момент включения.

В ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики» проводятся работы, связанные с разработкой и исследованием как новых амортизационных систем, так и модернизация разработанных. Одной из проблем, возникающих при разработке амортизационных систем являются конические колебания, возникающие в следствие неравножёсткости амортизаторов, входящих в системы. Данный негативный эффект проявляется в случае совпадения частоты внешней вибрации с резонансной частотой амортизационной системы. Возникающие при этом проекции угловых скоростей негативно сказываются как на точностях блока чувствительных элементов, так и в целом на всей бесплатформенной инерциальной навигационной системе.

В рамках доклада будет рассказано об опыте исследованиий конических колебаний, проводимых в ПАО «МИЭА», предложены способы и методики по снижению влияния конических колебаний на точностные параметры блока чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы.

Разработка предупреждающих и корректирующих воздействий в процессе производства и эксплуатации приборов с использованием методологии построения дерева неисправностей

Карпушин А.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Гребенюк Е.И.
МАИ, Москва
Karpushin.a.a@yandex.ru

Внедрение и развитие системы менеджмента качества (СМК) в соответствии с требованиями ГОСТ Р ИСО 9001 – 2015 [1] является для организации стратегическим решением, которое призвано улучшить показатели ее деятельности, повысить конкурентоспособность продукции и услуг и создать надежную основу для устойчивого развития. В соответствии с требованиями современных стандартов организация должна находиться в постоянном взаимодействии с потребителями - осуществлять мониторинг и анализ информации, получаемой от заинтересованных сторон и соответствовать их требованиям [1].

Одним из основных каналов обратной связи с потребителями является рекламационная работа предприятия, в ходе которой в эксплуатационно-ремонтном отделе (ЭРО) сосредотачивается информация о качестве изделий в процессе эксплуатации путем мониторинга и последующего анализа рекламаций. Рекламационная работа включает в себя рассмотрение претензий, возникающих у потребителей, исследование причин возникновения неисправности изделий, а так же их анализ и восстановление в соответствии с ГОСТ РВ 15.703-2005 [2]. Рекламационная работа многономенклатурного авиаприборостроительного предприятия требует привлечения высокопрофессиональных специалистов узкого профиля. При этом не всегда за корректирующими воздействиями следуют предупреждающие.

Цель настоящей работы – разработка стандартных взаимосвязанных корректирующих и предупреждающих воздействий в процессе эксплуатации и производства приборов с использованием методологии построения дерева неисправностей.

Древо неисправностей представляет собой графическое представление условий и других факторов, вызывающих нежелательное событие (отказ изделия), называемое вершиной

событий [3]. Анализ дерева неисправностей в основном является нисходящим методом анализа, задача которого - точное определение причин возникновения неисправностей.

В докладе приведены примеры построения дерева неисправностей для различных приборов из номенклатуры авиаприборостроительного предприятия, ставшие базой для разработки алгоритмов корректирующих и предупреждающих воздействий в условиях стандартизованной работы.

Стандартизированная работа по выработке корректирующих и предупреждающих воздействий в деятельности ЭРО не только способствует повышению качества выпускаемой предприятием продукции, налаживанию конструктивных взаимоотношений с потребителями, но и к сокращению трудоемкости выявления причин отказов и ремонта, позволяет существенно расширить компетенции специалистов отдела.

Литература.

1. ГОСТ Р ИСО 9001-2015 Системы менеджмента качества. Требования. ISO 9001:2015. Стандинформ. – М., 2015 — 32с.

2. ГОСТ РВ 15.703-2005 Система разработки и постановки продукции на производство. Военная техника. Порядок предъявления и удовлетворения рекламаций. Основные положения. Стандинформ. – М., 2005 — 37 с.

3. ГОСТ Р 51901.13-2005 Менеджмент риска. Анализ дерева неисправностей. IEC 61025:1990. Стандинформ. – М., 2005 — 14 с.

Универсальные анодные материалы для химических источников тока и суперконденсаторных систем

Ковалев И.А., Коробейников Е.В., Мельников А.Б.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Слепцов В.В.
МАИ, Москва
kowaliow.vanya2011@yandex.ru

Для химических источников тока (ХИТ) и суперконденсаторных систем (СКС) основными элементами определяющими их характеристики являются анод и катод.

В настоящие время структуры графита и шпинельной структуры Li4Ti5O12, являются основными анодными материалами литий-ионных аккумуляторов (ЛИА).

Графит подразделяется на природный и искусственный, а аморфный углерод – на т.н. Soft Carbon (графитированный разупорядоченный углерод) и Hard Carbon (неграфитированный разупорядоченный углерод).

Hard Carbon позволяет достичь показателей удельной энергоемкости ЛИА 295 Вт•ч/л и 120 Вт•ч/кг. В то же время, применение ЛИА в сотовых телефонах, требующих для стабильной работы сохранения разности потенциалов на уровне по меньшей мере 3,0 В, потребовало разработки анодов с разрядной характеристикой с менее выраженным наклоном и менее заметным изменением напряжения в процессе разряда. Аморфные материалы небезопасны в эксплуатации, т.к. для полного использования емкости анода необходимо разрядить его до потенциала, близкого к 0 В отн. Li/Li+, но при этом нужно, чтобы СКУ успело вовремя отключить телефон до начала осаждения на аноде металлического лития. Всем перечисленным требованиям в полной мере удовлетворяет графит, являющийся основным анодным материалом, используемым в ЛИА в настоящее время.

Графит, получаемый искусственным путем, обладает более развитой поверхностью, которую можно задать путем варьирования условий синтеза, поэтому он используется там, где нужны высокая мощность и стабильность работы при пониженных температурах. Натуральный графит более доступен и дешев в производстве, но при этом плоская поверхность его частиц обусловливает более низкую мощность, поэтому он применяется в ЛИА для питания дешевой электроники. Из аморфных видов углерода в настоящее время ограниченно применяется т.н. МСМВ мезофазный (сферический) углерод (разновидность

Soft Carbon), по характеристикам и стоимости занимающий промежуточное положение между искусственным и природным графитом.

Перспективной альтернативой графиту является титанат лития LTO. Обратимое внедрение ионов лития в шпинельную структуру LTO происходит при достаточно высоком потенциале (порядка 1,55 В отн. Li/Li+), а теоретическая емкость материала в сравнении с емкостью графита сравнительно невелика (175 мА•ч/г), что обусловливает пониженную удельную энергию аккумуляторов на основе LTO.

В то же время, LTO обладает рядом существенных преимуществ перед графитом, обусловливающим повышенный интерес со стороны разработчиков коммерческих ЛИА. В частности, упомянутое высокое значение электрохимического потенциала LTO, хотя и негативно влияет на энергоемкость, в то же время положительно сказывается на безопасности ЛИА.

LTO практически не претерпевает объемных изменений в процессе циклирования, что позволяет достичь ресурса ЛИА порядка десятков тысяч циклов даже при ускоренных режимах циклирования. Дополнительным преимуществом LTO является низкая себестоимость производства.

Для LTO характерна плоская форма зарядно-разрядных зависимостей, соответствующая двухфазному механизму внедрения-извлечения лития.

Шпинельная фаза Li4Ti5O12 проявляет диэлектрические свойства, что является основным препятствием для быстрого внедрения и из влечения лития. Для преодоления этой проблемы применяется несколько путей. Во-первых, уменьшение размера частиц LTO ведет к сокращению диффузионных путей для ионов лития и электронов, что вкупе с увеличивающейся в результате этого поверхностью контакта «электрод/электролит» приводит к значительному улучшению электрохимического поведения LTO, особенно при высоких токах разряда. Дальнейшее усовершенствование материала возможно за счет покрытия наноразмерных частиц LTO электропроводящим слоем или за счет распределения частиц титаната в объеме мезопористой углеродистой матрицы.

Кроме того, применение углеродного покрытия позволяет предотвратить взаимодействие LTO с органическими растворителями при циклировании и хранении ЛИА, приводящее к превращению части LTO в анатазную форму TiO2 и выделению газов (H2, CO2, CO) и способствующее снижению ресурса аккумуляторов.

Исследование синтеза наночастиц методом электроискровой эрозии при перенапряжении разрядного промежутка

Козлов А.П., Нестеров В.А., Дителева А.О.
Научный руководитель — Кукушкин Д.Ю.
МАИ, Москва
iglenarvan@gmail.com

Уникальные свойства наночастиц являются объектом интенсивных исследований уже несколько десятилетий. Современная наука показала возможность их использования во многих приложениях, в том числе, для устройств хранения информации, создания новых накопителей энергии, MEMS и т.д. На сегодняшний день, разработан ряд методов получения наночастиц, которые можно условно разделить на две группы: химические методы и физические методы (диспергирование).

Для получения субмикронных и наноразмерных частиц токопроводящих материалов (металлов, сплавов и полупроводников) был предложен весьма привлекательный своей простотой и доступностью метод синтеза на основе процесса электроискровой эрозии исходных материалов в жидком диэлектрике с использованием Electrical Discharge Machine (EDM). Однако, для этого метода, как и для большинства других известных методов синтеза наночастиц присущ недостаток, заключающийся в большом разбросе по размерам (от 1 до

100 нм) получающихся наночастиц, что крайне осложняет получение или выделение наночастиц с требуемыми характеристиками.

Дальнейшие исследования, направленные на изучение метода электроискрового синтеза, подтвердили возможность получения наночастиц различных токопроводящих материалов, в том числе, сложного состава. Были проведены исследования влияния на процесс синтеза наночастиц используемых диэлектрических жидких сред, в том числе криогенных жидкостей. Установлено уменьшение размеров металлических наночастиц, получаемых при воздействии на жидкий диэлектрик в зоне разряда ультразвуком за счет кавитации и перемешивания.

На основе исследований и рассуждений было сделано предположение, что уменьшение разброса размеров синтезируемых наночастиц возможно за счет изменения условий протекания искрового пробоя, таким образом, чтобы процесс протекал намного быстрее. Этого можно добиться, если на электродах EDM создать значительное перенапряжение. Для создания перенапряжения в схему должен быть добавлен еще один коммутационный элемент, который бы коммутировал заряженный до высокого напряжения конденсатор и электроды EDM.

Для проведения эксперимента была разработана экспериментальная EDM с возможностью создания перенапряжения на электродах.

Для коммутации конденсатора, ёмкостью 1000 пФ, заряжаемого до напряжения 1-10 кВ от высоковольтного трансформатора, используется воздушный разрядник, представляющий собой воздушный зазор шириной 1 мм между двумя электродами площадью 50 мм2. Скорость заряда конденсатора определяется сопротивлением резистора. Конденсатор, заряженный до напряжения, достаточного для пробоя воздушного разрядника и электродной системы разряжается через воздушный разрядник на рабочие электроды, погруженные в жидкий диэлектрик.

В качестве жидкого диэлектрика в эксперименте использовалась дистиллированная вода. Рабочие электроды были изготовлены из серебра. Для эксперимента между ними был установлен зазор в 70 мкм. Для равномерного расходования материала электродов в процессе эрозии было предусмотрено вращение поверхностей рабочих электродов относительно друг друга.

Проведенный эксперимент показал, что при указанных значениях параметров экспериментальной установки, напряжение пробоя составляло порядка 4 кВ, а ток разряда в импульсах достигал значений 1 ÷ 2 кА. Полученные образцы наночастиц серебра были подвергнуты исследованию распределения по размерам методом динамического рассеивания света (DLS), измерение проводились прибором Photocor Compact-Z. Согласно полученным данным, распределение наночастиц по размерам достаточно узкое. Диаметр более 80% наночастиц лежит в диапазоне 20-45 нм. Помимо метода DLS для подтверждения распределения наночастиц по размерам были использованы снимки, полученные на просвечивающем электронном микроскопе LEO-912 AB OMEGA. Снимки показали, что большинство частиц имеют сферическую форму и имеют размер от 20 до 40 нм. Электроннограмма полученных образцов наночастиц и её сравнение с образцом кристаллического серебра показала, что полученных наночастицы состоят из кристаллического серебра, без заметной примеси окислов или солей.

Была показана возможность получения наночастиц электроискровой эрозией в условиях значительном перенапряжении разрядного промежутка. Полученные наночастицы серебра имели сферическую форму и довольно узкое распределение по размерам.

Для лучшего понимания влияния перенапряжения разрядного промежутка на процесс получения наночастиц планируется исследовать этот процесс для различных соотношений разрядных зазоров и различных токопроводящих материалов.

Спектральный анализа шумовой составляющей выходного сигнала микромеханических гироскопов

Кондратьев А.В., Воробьев Д.Н.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Горожеев М.Ю.
МАИ, Москва
sahakond@gmail.com

Последние достижения науки и техники показали, что создание приборов с новым качеством возможно исключительно за счет разработки новых технологий.

Одним из таких технологических прорывов явилась разработка и внедрение в промышленность так называемой МЭМС-технологии или технологии изготовления микроэлектронномеханических систем.

В настоящее время на базе МЭМС технологий изготавливается целый спектр микромеханических приборов для различных отраслей техники. В авиации и оборонной технике – это микромеханические гироскопы и акселерометры и построенные на их базе гироскопические приборы, и системы.

Одним из наиболее сложных микромеханических приборов является микромеханический гироскоп.

Микромеханические гироскопы обладает такими преимуществами, как высокая надежность – технический ресурс до 120.000 часов, чрезвычайно малые размеры, малая потребляемая мощность – доли ватт, хорошая вибро и ударостойкость – до 16 тысяч g и низкая стоимость. Вместе с тем микромеханические гироскопы имеют и ряд недостатков. И главный из них - пока еще недостаточно высокая точность, по сравнению с другими типами гироскопов.

Одним из основных параметров, влияющих на точность микромеханических гироскопов, является шумовая составляющая выходного сигнала.

Для правильного выбора фильтра необходимо произвести спектральный анализ шумовой составляющей выходного сигнала. Наилучшим образом это можно сделать, применяя метод «быстрого преобразования Фурье» (БПФ). Данный метод позволит проанализировать тип шумовой составляющей и распределение её плотности на всем частотном диапазоне.

В ходе данной работы были проанализированы четыре микромеханических гироскопа от компаний: MEMS Inertial Sensors - MSG1100D-300, STMicroelectronics -LPY510, Analog Devices - ADXRS150, Sensonor Technologies AS – STIM210.

Спектральный анализа показал, что из четырех датчиков у двух: MSG1100D-300 и STIM210 характер изменения спектральной плотности соответствует «белому шуму» — это шумовая составляющая с равномерной спектральной плотностью на всех частотах. А у двух других датчиков: Analog Devices-ADXRS150 и ST Microelectronics-LPY510, характер изменения спектральной плотности соответствует «розовому шуму», который в прикладных областях известен также как фликкер-шум, спектр которого описывается зависимостью 1/f. Самые большие его значения лежат, как правило, в области низких частот, совпадающих с полосой пропускания гироскопа.

На основе данного анализа было установлено, что для эффективного уменьшения шумовой составляющей выходного сигнала у датчиков MSG1100D-300 и STIM210, характер шумовой составляющей которых соответствует характеру белого шума, лучше использовать фильтр Калмана. А для уменьшения шумовой составляющей у датчиков Analog Devices-ADXRS150 и ST Microelectronics-LPY510, характер шумовой составляющей которых соответствует характеру фликкер-шума, нужно использовать сглаживающие цифровые фильтры.

Микродуговое оксидирование титановых сплавов в глиносодержащих электролитах–суспензиях

Кондрацкий И.О.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Эпельфельд А.В.
МАИ, Москва
garik0194@yandex.ru

Плазменно-электролитическая обработка методом микродугового оксидирования (МДО) позволяет формировать на сплавах Al, Mg, Ti, Zr и других вентильных металлов керамикоподобные защитные покрытия. При проведении процесса МДО в электролитах–суспензиях взвешенные частицы дисперсной фазы, входящие в состав электролитов, инкорпорируются в покрытие, существенным образом изменяя его характеристики.

Экспериментальное оксидирование титанового сплава ВТ1-0 проводили при варьировании концентрацией компонентов электролита, где температура электролита поддерживалась на уровне 20 °С. Суммарная плотность тока при обработке была равна 15 А/дм2, соотношение катодного и анодного токов Ik/Ia = 1. Существует зависимость кинетики роста толщины оксидного слоя от изменения состава силикатно-щелочного электролита. Данные исследования показали, что рост толщины оксидных слоев в процессе оксидирования зависит от состава электролита и значительно изменяется.

Для изучения влияния добавок в силикатно-щелочной электролит (2 г/л KOH, 9 г/л Na2SiO3) в качестве дисперсионной среды различных промышленных глин в качестве дисперсной фазы на свойства формируемых покрытий были проведены экспериментальные исследования, в ходе которых оксидировали образцы из титанового сплава ВТ1-0.

Всего было обработано три группы образцов в двух различных электролитах. В пределах каждой группы образцы оксидировали в течение 15, 25 и 35 минут. Затем исследовали толщину и некоторые характеристики сформированных МДО-покрытий. По полученным данным о толщине и продолжительности обработки рассчитывали скорость роста покрытий.

Всего исследовалось две группы электролитов, обозначенных I, II. В электролит I добавляли 9 г/л Na2SiO3 (силикатно-щелочной электролит), в электролит II – 9 г/л Na2SiO3 и 15 г/л глины огнеупорной ДН-0 (ТУ У 08.1-00191796-001:2014; содержит 36,5 % Al2O3).

В результате проведенных исследований были получены следующие результаты. Скорость роста МДО-покрытий в электролите I составила 0,4–0,48 мкм/мин, II – 1–1,2 мкм/мин. При продолжительности более 35 минут, наблюдается смена тенденции роста на убывание оксидного слоя, что свидетельствует в пользу начала процессов вызывающих травление оксидного слоя. Исследование сквозной пористости сформированных покрытий показали, что добавка 15 г/л глины огнеупорной ДН-0 кратно повышает толщину МДО-покрытий при любой продолжительности обработки.

Таким образом, обработка титанового сплава ВТ1-0 возможна в электролитах-суспензиях с добавлением глины огнеупорной ДН-0 методом МДО и способствует повышению скорости формирования МДО-покрытия.

Разработка и исследование технологических процессов изготовления печатных плат для микросборок по технологии LTCC

Кордюков И.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Слепцов В.В.
МАИ, Москва
xmrtr@bk.ru

Традиционно для производства печатных плат используется керамика с низкими значениями диэлектрической проницаемости. Усовершенствование технологии низкотемпературной обжигаемой керамики привело к улучшению характеристик

электронных изделий и увеличило область ее применения, в том числе в таких направлениях как военное производство, космическое, медицина и другие.

LTCC керамика обжигается при температурах ниже 1000 градусов по Цельсию и сочетает в себе возможность создания многослойных печатных плат, низкие потери СВЧ и невысокую стоимость производства.

Создание приемо-передающих модулей на основе технологии LTCC позволяет увеличивать количество слоев и улучшает высокочастотные свойства, что позволяет создавать более сложные и мощные устройства, при этом уменьшая их стоимость. На основе LTCC керамики производят микроволновые электронные приборы, требующие высочайшего уровня надежности. Используется для изготовления корпусов СВЧ монолитных микросхем и полупроводниковых приборов, а также многослойных коммутационных плат, работающих в жестких климатических условиях на частоте 110 ГГЦ. Низкая температура обжига позволяет использовать пасты из золота и меди.

Целью данной работы является создания приемо-передающего устройства на основе технологии LTCC. На первом этапе листы с нанесенными дорожками были собраны в стек, после чего они были спрессованы и нарезаны. На втором этапе готовые образцы были направлены в печь, где они обжигались при температуре около 850 градусов. На третьем этапе на них были установлены кристаллы и произведена разварка.

Полученные образцы хорошо сохраняют свои линейные размеры благодаря малому коэффициенту теплового расширения. Теплопроводность LTCC керамики составляет

2-4 Вт/мК, что гораздо выше, чем у печатных плат на основе органических материалов (0,1-0,5 Вт/мК). Таким образом, развитие технологии низкотемпературной совместно обжигаемой керамики позволяет удешевить и упростить технологический процесс сложных многослойных структур.

Технология формирования электродных материалов для химических источников тока и суперконденсаторных систем

Коробейников Е.В., Ковалев И.А., Мельников А.Б.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Слепцов В.В.
МАИ, Москва
s3321@mail.ru

Наиболее энергоемкими из современных ЛИА являются аккумуляторы с углеродными анодами и катодами на основе слоистых оксидов NCA, NMC и LCO.

В контексте работы по разработке источника резервного питания наиболее приемлемым вариантом является применение ЛИА с углеродными (искусственный графит или МСМВ) анодами и никельсодержащими катодными материалами – NCA либо NMC.

Достижения целевых значений удельной энергии как NCA, так и NMC, можно добиться несколькими путями:

1) увеличение содержания никеля с 33 до 90 мольных процентов;

2) добавка кремния в углеродный анод, как это уже делается в современных цилиндрических ЛИА;

3) повышение верхнего порога рабочего напряжения с 4,2 до 4,4 В;

4) оптимизация (варьирование пористости и толщины в пределах 35-20% и 15-25 мг/см2 соответственно) закладки электродной массы.

Расчеты показали, что при увеличении содержании никеля в NMC до 90 мольных процентов в сочетании с повышением верхнего предела рабочего напряжения и добавкой кремния в углеродный анод возможно достижение указанных целевых параметров. В то же время, нужно констатировать, что для этого надо решить ряд технологических проблем, таких как низкие токовые и циклические показатели кремнийсодержащих анодов, нестабильность существующих электролитов при напряжении 4,4 В и, главное, невозможность создания стабильно циклируемого NMC с высоким содержанием никеля.

Наиболее перспективным путем стабилизации параметров энергоемкого NMC с высоким содержанием никеля представляется развитие технологии, заключающейся в обеспечении разного соотношения содержания переходных металлов в объеме частиц NMC ввиду того, что лишь при таком подходе возможно полное использование положительного влияния каждого из входящих в состав NMC переходных металлов. Суть метода заключается в достижении переменного соотношения Ni, Co и Mn в объеме кристалла: обогащенное никелем «ядро» материала обеспечивает высокие емкостные, энергетические и мощностные характеристики, а высокое содержание марганца в поверхностном слое позволяет добиться повышенной химической стабильности. При этом во внешнем слое уменьшается концентрация ионов Ni3+ и соответственно увеличивается концентрация термодинамически более стабильных катионов Ni2+, за счет чего достигается структурная стабильность NMC в ходе цикрования.

Сравнивая параметры NCA и перспективного NMC, содержащие практически идентичное количество никеля, были выведены их преимущества и недостатки. NCA демонстрирует лучшую сохранность емкости при циклировании по сравнению с NMC с высоким содержанием никеля, недостатком которого является растворение марганца при повышенных температурах. В то же время, наличие марганца в NMC способствует более высокой температуре начала теплового разгона по сравнению с NCA (соответственно, 210-220°C против 150-180°C).

Немаловажным является также то, что несмотря на сходство химических составов NMC и NCA, синтез этих двух материалов производится по разному. Введение алюминия в структуру оксида никеля-кобальта обычно производится путем термообработки, в то время как введение марганца легче протекает при использовании методик синтеза, основанных на соосаждении из жидкой фазы.

Самым оптимальным вариантом высокоэнергоемкого катодного материала для ЛИА в ближайшем будущем может стать гибридный NMC/NCA материал, сочетающий в себе преимущества обеих систем. Допированный алюминием NMC с градиентом концентрации (FCG) усредненного состава Li[Ni0,84 Co0,06 Mn0,09 Al0,01]O2 продемонстрировал высокую разрядную емкость на первом цикле на уровне 240 мА•ч/г при разряде током 0,5C в диапазоне потенциалов 2,7-4,5 В и емкость 202 мА•ч/г (89% от начальной) после 100 циклов. Надо заметить, что механизмы стабилизирующего действия алюминия и марганца не идентичны: Al3+ замещает в основном Ni3+ и облегчает диффузию ионов Li+, в то время как Mn4+ способствует увеличению содержания в структуре ионов Ni2+ и некоторому повышению емкости материала, но в то же время замещению лития двухвалентным никелем. Введение алюминия в структуру FCGNMC должно способствовать замедлению протекания нежелательных побочных процессов, что было продемонстрировано в ходе длительного циклирования: материал состава Li[Ni0,84 Co0,06 Mn0,09 Al0,01]O2 сохранял 83% от начального значения емкости после 3000 циклов, в то время как недопированный алюминием образец FCGNMC показал аналогичный уровень остаточной емкости уже после 500 циклов. Исследование образцов после циклирования методом сканирующей электронной микроскопии показало, что модифицированный алюминием материал сохранил структурную целостность, в то время как исходный образец полностью осыпался. Заслуживает внимания также тот факт, что допированный алюминием FCGNMC циклировали при глубине разряда 100%, что позволило полностью использовать всю доступную емкость материала, в то время как NCA катоды обычно разряжают лишь на 60%.

Исследование методов повышения точности определения углов микромеханических гировертикалей с радиальной коррекцией в динамических режимах

Кузин Е.В.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Акилин В.И.
МАИ, Москва
eugkuzin@gmail.com

Интенсивное развитие прецизионных микромеханических приборов позволяет создавать компактные и недорогие автономные гироскопические вертикали, которые находят применение в гражданской авиации и беспилотных летательных аппаратах. В конструкцию микромеханических гировертикалей входят трехстепенные микромеханические гироскопы и акселерометры.

Гироскопическая вертикаль предназначена для определения направления истинной вертикали на летательных аппаратах. Однако во время работы гировертикали выставленное направление вертикальной оси может отклоняться от направления истинной вертикали по многим причинам, включающим как инструментальные погрешности чувствительного элемента, так и внешние факторы, например суточное вращение земли. В связи с этим требуется корректировать положение гиростабилизированной платформы во время полета.

Микромеханическая гировертикаль с радиальной коррекцией реализована как бесплатформенная система с виртуальным сопровождающим трехгранником, относительно которого определяются углы крена и тангажа. В основе радиальной коррекции лежит принцип коррекции показаний гироскопов при помощи акселерометров во время равномерного полета, а при воздействии линейных ускорений система коррекции должна отключаться. Радиальная коррекция позволяет компенсировать как погрешности, вызванные внешними условиями, так и погрешности гироскопов. Точность измерения углов микромеханической гировертикали с радиальной коррекцией в значительной степени определяется точностью используемых акселерометров.

Для гировертикалей с радиальной коррекцией характерны погрешности в динамических режимах работы, вызываемые элементами обратной связи системы коррекции. Проведены исследования микромеханических гировертикалей с радиальной коррекцией с целью выработки методов повышения их точностных характеристик в динамических режимах.

Исследования проводились с использованием математической модели, реализованной в программном обеспечении. При помощи модели были определены характеристики демпфирующих и усилительных звеньев радиальной коррекции при внешних воздействиях линейных ускорений на гировертикаль.

Полученные данные позволили доработать алгоритмы радиальной коррекции, что привело к уменьшению погрешностей определения углов в динамических режимах, в частности при переходных процессах во время маневрирования летательного аппарата. Эффективность предложенных методов подтверждена испытаниями опытного образца микромеханической гировертикали с радиальной коррекцией на поворотном столе.

Повышение мощности фотоэлектрических преобразователей модификацией их поверхностей нанокластерами серебра

Кукушкин Д.Ю., Дителева А.О.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Слепцов В.В.
МАИ, Москва
Skyline34@nxt.ru

Непрерывный рост цен на традиционные энергоносители и на электрическую энергию, получаемую, в основном, от сжигания ископаемого топлива, обусловлен, прежде всего, ростом себестоимости добываемого топлива и увеличением затрат на его транспортировку.

В то же время наметилась устойчивая тенденция снижения стоимости энергии, получаемой от возобновляемых источников. На данный момент актуальной является задача снижения потребления традиционных топливно-энергетических ресурсов за счёт использования альтернативных источников энергии . В частности, этого можно добиться путём внедрения установок по прямому преобразованию солнечной энергии.

Проведен анализ режимов работы фотоэлектрических преобразователей, используемых для солнечных установок и предназначенных для работы как в составе единой энергосистемы, так и для нужд индивидуальных потребителей. Установлено, что для увеличения мощностных характеристик фотоэлементов солнечных установок весьма эффективно использование солнечных концентраторов специальных конструкций. Вместе с тем, это существенно усложняет оборудование, поскольку связано с необходимостью оснащения фотоэлектрической установки дополнительными системами слежения и позиционирования относительно солнца. В настоящей работе для концентрации солнечного излучения авторами предложено использовать модифицирование приёмной поверхности фотоэлементов нанесением покрытия из наночастиц серебра, полученных импульсно-искровым методом диспергирования. Импульсный электрический разряд в жидкости – процесс кратковременного выделения большой энергии. Фактически это электрический взрыв в первоначально малом объёме канала искры разряда, проложенного стримером, появившимся под действием высокого электрического потенциала между противостоящими электродами. Полученные наночастицы были нанесены на пластину фотоэлектрического преобразователя. Было подготовлено два образца, на первый наночастицы серебра были осаждены методом электрофореза, другой образец готовился путём длительного выдерживания (36 часов) пластины преобразователя в коллоидном растворе серебра.

Результаты проведённых экспериментов показали, что осаждённые на поверхность нанокластеры серебра, выполняя роль плазмонных частиц, способствуют увеличению количества фотонов, участвующих в фотоэлектрическом процессе при постоянном потоке падающей солнечной радиации. Это позволило значительно улучшить мощностные характеристики штатных фотоэлектрических преобразователей, используемых при сборке заводских фотоэлектрических модулей для сетевых электростанций. Увеличение мощности фотоэлементов с нанопокрытием возросло в среднем на 20 %, при этом даже в случае бокового падения солнечного излучения на их рабочую поверхность мощностные характеристики фотопреобразователей были блики к теоретическим значениям, в отличие от солнечных элементов без покрытия. Полученные данные будут способствовать углублению знаний в области фотовольтаики и служить продолжением исследований в области повышения мощностных характеристик различных типов солнечных элементов, экспериментальных методов увеличения их коэффициента преобразования, а также увеличения эффективности использования энергетических установок на сетевых и автономных солнечных станциях.

Анализ сквозного проектирования и технологических процессов производства многослойных печатных плат

Курочкин В.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Баранов П.Н.
МАИ, Москва
kurochkin_viachieslav@mail.ru

Стремительный рост областей, в которых используются системы управления, основанные на блоках из многослойных печатных плат, ведет за собой ужесточение требований к контролю качества производства, скорости передачи и точности сигналов.

Цель настоящего доклада – анализ метода сквозного проектирования электронного блока на примере систем автоматического проектирования (САПР), специализирующихся на построении принципиальных электрических схем и конструктива печатных плат (ПП),

рассмотрение технологических процессов производства электронных узлов, а также проведение тепловых испытаний с целью определения изъянов и недочетов в готовом проекте.

Процесс проектирования электронного блока начинается с его математического моделирования. На этом шаге определяется логическая составляющая работы прибора, принцип прохождения сигналов. На основе математической модели создается принципиальная электрическая схема, в которой учитываются электрические параметры устройства и подбираются элементы для будущей компоновки. Следующим шагом является создание конструктива печатной платы и компоновка заданных элементов. На этом этапе определяются габариты прибора, метод получения проводящего рисунка, толщина трасс и количество слоев платы.

Стадия проектирования ПП ставит перед конструктором две основные задачи: решение проблемы тепловыделения, которое может привести к перегреву устройства и выведению его из строя, и устранение возможности возникновения помех, которые приводят к некорректной работе. Первая задача решается путем грамотной компоновки элементов, позволяющей максимально избежать взаимный обмен тепла, а также установка пассивного и активного охлаждения. Проблема помех решается путем установки экранирования, подбором проводников необходимого поперечного сечения и длины с целью стабилизации электрических импульсов.

Перед запуском испытательной партии приборов следует проводить компьютерные симуляции, позволяющие учесть влияние внешних факторов на работу блока. К таковым относятся взаимное воздействие токов, возникновение эффекта самоиндукции, а также повышение температуры окружающей среды.

При проектировании ПП учитывались ее свойства, влияющие на технологический процесс производства.

В докладе приводятся результаты проектирования многослойной ПП 4 класса точности для изготовления аддитивным методом, подразумевающие наращивание медного слоя определенной толщины, что позволит повысить точность проводящего рисунка и исключит вымывание меди, которое приводит к уменьшению поперечного сечения проводника.

Проектирование многослойной печатной платы осуществлялись в следующих программных пакетах: OrCAD Capture – проектирование электрической схемы; OrCAD PCB Design Light – проектирование конструктива ПП и компоновка элементов; OrCAD PCB Router Light – автоматическая трассировка; Ansys Icepack – тепловые испытания ПП.

Статистическое регулирование технологических процессов производства приборов на базе контрольных карт Шухарта

Курушин Р.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Гребенюк Е.И.
МАИ, Москва
r.a.kurushin@yandex.ru

Система менеджмента качества (СМК) авиаприборостроительного предприятия, сформированная в соответствии с требованиями ГОСТ Р ИСО 9001-2015 призвана обеспечивать стабильное качество выпускаемой продукции, повышение удовлетворенности потребителей за счет повсеместного внедрения процессного подхода и риск менеджмента. Задача риск-менеджмента качества - предупреждение новых несоответствий и дефектов с использованием имеющейся информации о качестве изготовления [1].

В связи с этим важнейшим условием развития СМК предприятия является информационное обеспечение деятельности всех процессов, входящих в ее состав. Документированная информация о качестве изделий, собранная на различных этапах производства при проверке отделом технического контроля (ОТК) предприятия становится основным источником статистического контроля и регулирования изделий и процессов [2].

Для серийного многономенклатурного предприятия большой объем источников документированной информации представляет существенную проблему для своевременного анализа данных и принятия решений в ходе статистического регулирования производственных процессов.

Цель данной работы - исследование управляемости процессов производства авиационных приборов методом контрольных карт Шухарта на различных этапах и разработка базы данных контрольных карт, алгоритмов предупреждающих и корректирующих воздействий для обеспечения управляемости процессов.

Карты Шухарта используются для статистического регулирования технологических процессов, позволяют выводить информацию в доступной и удобной форме. Анализ карт Шухарта позволяет контролировать ход процесса в реальном времени [3].

В докладе приводятся результаты анализа управляемости процессов мелкосерийного производства ряда авиационных приборов и их элементов с использованием контрольных карт индивидуальных значений (X-карта) и контрольных карт скользящих размахов (Rm-карта). Для выявленных неуправляемых процессов даны рекомендации по разработке корректирующих мероприятий. Разработаны алгоритмы предупреждающих и корректирующих воздействий для типовых технологических процессов. Предложена структура базы данных для анализа управляемости и статистического регулирования технологических процессов, включающая графическое представление и ведение карт Шухарта, принятие решений по управляемости, алгоритмы корректирующих и предупреждающих воздействий.

Литература.

1. ГОСТ Р ИСО 9001-2015 Системы менеджмента качества. Требования. ISO 9001:2015. Стандинформ. – М., 2015 — 32с.

2. ГОСТ 15.309-98 Система разработки и постановки продукции на производство (СРПП). Испытания и приемка выпускаемой продукции. Основные положения. — Стандартинформ, 2000. — 12 с.

3. ГОСТ Р ИСО 7870-2-2015 Статистические методы. Контрольные карты. Часть 2. Контрольные карты Шухарта — Стандартинформ, 2016. — 42 с.

Электроимпульсный метод синтеза нанокластеров металлов в жидкой среде для биотехнологий и медицины

Кутяева Д.М., Маршанцев С.В.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Слепцов В.В.
МАИ, Москва
shynia_95@mail.ru

Существующие методы биозащиты в настоящее время не отвечают комплексу требований, предъявляемых к промышленным методам биозащиты живых систем. Это связано с негативным воздействием используемых препаратов на людей, животных и окружающую среду, определяемым, главным образом, высокой мутагенностью этих препаратов, среди которых значительное место занимают антибиотики. Широкое использование антибиотиков привело к появлению штаммов микроорганизмов, устойчивых к воздействию созданных препаратов, что вызывает необходимость создания антибиотиков нового поколения.

Одной из важнейших проблем современности является создание нетоксичной биоцидной среды, обеспечивающей локальное уничтожение разного рода клеточных структур без мутагенного воздействия на генетическом уровне.

Решением указанной проблемы является разработка нового поколения биоцидных материалов на основе экологически чистых жидких сред, структурированных наночастицами металлов (Ag, Ti, Zn), которые не имеют микропримесей, появляющихся при их синтезе химическими и электрохимическими методами.

Известно, что кластеры металлов, например серебра, обладают высоким антибактериальным действием. В настоящее время серебро рассматривается не просто как металл, способный обеззараживать объекты и окружающую среду, а как микроэлемент, являющийся необходимой частью тканей животного и растительного организма. Высокая биологическая активность микроэлементов-металлов, в частности серебра, в организме связана прежде всего с участием их в синтезе некоторых витаминов и гормонов.

В отличие от антибиотиков, повышающих иммунитет патогенных микроорганизмов серебро повышает иммунитет живого организма. Таким образом появляется возможность создать препарат, который избирательно воздействует на патогенные клеточные структуры и одновременно является экологически чистым.

Анализ современной литературы показывает отсутствие эффективных способов получения наночастиц в промышленных объемах. Наиболее перспективным способом получения металлических наноматериалов является импульсный электрический разряд в жидкости, основанный на использовании физического метода электродуговой эрозии электродов, выполненных из токопроводящих материалов. Основным достоинством этого способа является чистота продукта (в процессе синтеза не используются дополнительные компоненты, кроме исходной среды и распыляемого материала) и высокая производительность. Эти требования являются приоритетными в таких областях, как биотехнологии и медицина.

В работе рассмотрены технология и оборудование для получения нанокластеров металлов в жидкой среде электроимпульсным методом. Также исследован механизм биоцидного действия нанокластеров (на примере серебра) на патогенную биофлору.

Исследование возможности внедрения гибко-жестких печатных плат и 3D-MID технологий в производство электроники

Лысых Д.А., Илясов А.А.
Научный руководитель — доцент, Кубрин В.И.
МАИ, Москва
300156d@gmail.com

Печатные платы, служащие конструкционным основание элементов и монтажной подложкой для электронных компонентов, во многом определяют компактность электронной аппаратуры и ее надежность.

Гибкость – новое качество монтажных подложек. Чтобы обеспечить гибкость основания без разрушений, нужно не только правильно конструировать, но и изготавливать подложку. Гибкие диэлектрические пленки и другие материалы, фольгированные и не фольгированные, не имеют той размерной устойчивости, к которой привыкли, используя жесткие основания. В многослойных структурах они зачастую ведут себя непредсказуемо. Особенные трудности возникают в гибко-жестких многослойных структурах, где основания слоев очень разнородны, и совместить их – сложная задача, ввиду чего качественная и продуманная технология производства гибко-жестких печатных плат на сегодняшний день – актуальный вопрос.

Растущая с течением времени востребованность гибких схем, в особенности гибридных гибко-жестких многослойных печатных плат, обусловлена следующими факторами:

- гибко-жесткие схемы дают возможность создавать уникальные конструкции, решающие вопросы межблочных соединений и монтажа;
- гибко-жесткие платы повышают надежность и эффективность конечных систем в сравнении с жестким монтажом;

Использование гибких шлейфов обеспечивает:

- большее пространство возможностей для конструктора;
- высокую производительность и экономическую целесообразность при производстве плат, а также при монтаже готовых изделий;

- преимущество в массе и объеме изделия;
- повышение вероятности безошибочного монтажа и правильной установки конечного изделия.

Высокотемпературные пластики и использование их структурированной металлизации открывают новые возможности разработки проводящих схем в электронной промышленности: трехмерные системы на пластиках (3D-MID). Трехмерные системы на пластиках состоят из литых или распечатанных с помощью трехмерного принтера термопластиковых оснований с интегрированной топологией соединений. Для печати деталей, в том числе могут использоваться трехмерные принтеры использующие технологию лазерной стереолитографии, где помимо стандартных материалов возможно применение альтернативных компонентов, изготавливаемых под конкретные печатные платы. Применение данных технологий в конечных изделиях позволяет значительно упростить конструкцию, уменьшить количество сборочных единиц и массу изделий, а также увеличить их надежность. Они содержат значительный экономический и технический потенциал, в том числе обеспечивают большую экологичность относительно стандартных печатных плат, однако, в ближайшее время они не способны полностью их заменить, а могут лишь дополнять существующие решения.

Диэлектрические характеристики многослойных наноразмерных структур на основе фторуглеродных пленок полиэтилентерафталата

Маршанцев С.В., Кутяева Д.М.
Научный руководитель — к.т.н. Кузькин В.И.
МАИ, Москва
marschanzew-serega@yandex.ru

Были модифицированны тонкие слои полиэтилентерафталата в плазмообразующей смеси CF4+C6H12 в зависимости от соотношения компонентов газовой смеси. Были исследованы диэлектрические характеристики многослойных структур ПЭТФ.

Получены результаты по измерению электрической емкости и тангенса угла диэлектрических потерь. Рассчитана относительная диэлектрическая проницаемость.

Построены графики зависимости ε от f при различном содержании CF4 , а так же графики зависимости tgδ от содержания CF4 на различных частотах.

Экспериментальные образцы были предварительно обработаны в атмосфере CF4 с энергией ионов 2 кэВ в течении 30 минут. В данных условиях происходит травление поверхности ПЭТФ. На модифицированной таким образом поверхности формировались одно- и двухслойные углеродные и фторуглеродные структуры. Первый (нижний) слой осаждался в атмосфере C6H12 с энергией ионов 1 кэВ, 2 кэВ и 3 кэВ. Второй (верхний) слой получен в результате осаждения фторуглеродных пленок с различным содержанием фтора при использовании плазмообразующей смеси (CF4+C6H12), осаждение и травление конкурируют между собой.

Напыление второго слоя приводит к появлению междуслойной поляризации. Этот вид поляризации связан с наличием электропропроводящих и полупроводящих включений, содержащих углеродные соединения, с образованием слоев с различной величиной электропроводимости. Такая поляризация проявляется в веществах с неоднородной структурой приповерхностных слоев в области низких частот, связана со значительными потерями электрической энергии, что приводит к значительному уменьшению величины εпл. с увеличением частоты модифицированных образцов ПЭТФ в диапазоне до 10 кГц. Особенно заметно этот эффект проявляется для пленок, полученных при 40% содержании CF4 в плазмообразующей смеси CF4+C6H12 в верхнем слое.

Следует отметить незначительное увеличение εпл. на графике зависимости εпл.(% CF4) при 40% CF4 для образца с энергией 1 кэВ при формировании нижнего слоя. Данные

условия – проявление особенностей развитой структуры нижнего слоя и наличие конкурирующих процессов при формировании верхнего слоя.

Очевидно, что наибольшее влияние на поведение диэлектрических характеристик оказывает нижний слой с наименьшей энергией ионных пучков, что связано с максимально развитой структурой поверхности в результате «мягкого» взаимодействия ионных потоков C6H12 с приповерхностными слоями ПЭТФ, предварительно обработанными активными частицами (по большей части ионными) CF4. Экстремальные значения расчетных величин относительной диэлектрической проницаемости, проявляющиеся при 10-20%-ной концентрации CF4 в плазмообразующей смеси CF4+C6H12 при формировании верхнего слоя связаны с максимальной концентрацией α-CH sp3-гибридизированных алмазоподобных частиц. При 40%-ной концентрации CF4 в плазмообразующей смеси CF4+C6H12 конкурирующие процессы осаждения и травления проявляются приводят к максимальным значениям tgδ и значительному уменьшению величины єпл. практически для всех двухслойных образцов.

Универсальные катодные материалы для ХИТ и СКС

Мельников А.Б., Щур П.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Слепцов В.В.
МАИ, Москва
lexa.melnickov2010@yandex.ru

Сегодня в качестве автономных источников питания сильноточной электроники наиболее широко используются химические источники тока (ХИТ). Однако, обеспечить электроэнергией автономные энергосистемы только путем дальнейшего совершенствования ХИТ не представляется возможным, что, прежде всего, обусловлено имеющимися физическими ограничениями механизмов накопления электрической энергии за счет электрохимических процессов. В связи с этим в последнее время, как в России, так и за рубежом, все больше внимания уделяется созданию принципиально новых автономных источников тока с накопителями энергии в двойном электрическом слое. Такими источниками являются ионисторы и сверхъёмкие конденсаторы с диэлектрическим слоем между электродами и керамические конденсаторы на основе сегнетоэлектриков.

Суперконденсаторы (СКС) сегодня рассматриваются как перспективная замена литий-ионных батарей. Пока еще конденсаторы не могут сохранять столько же энергии, как их конкуренты, но жизненный цикл таких устройств превосходит обычные батареи более чем в тысячу раз, и они способны заряжаться буквально за считанные минуты.

Ключевым элементом суперконденсатора, определяющим его энергетические и эксплуатационные характеристики, являются электродные материалы. Наиболее перспективными материалами для создания проводящих покрытий являются углеволокнистые материалы с высокой удельной поверхностью.

Наибольшей удельной запасенной энергией обладают литиевые аккумуляторы, которые, таким образом, наиболее подходят для решения поставленных задач. Современные литий-ионные аккумуляторы имеют множество подтипов, основная разница которых заключается в составе катода.

Следует отметить, что емкость литий-ионных аккумуляторов со времен их создания за прошедшие более чем двадцать лет не претерпела кардинального увеличения. Это объясняется тем, что материалы катода по сути остались теми же. Множество лабораторий по всему миру разрабатывают новые материалы для электродов аккумуляторов, и сообщается о значительном количестве прорывных результатов, но в коммерческом применении их использования не наблюдается. Это связано с большим спектром требований к таким материалам – кроме того, что они должны внедрять в свой объем больше лития, чем применяющиеся аналоги, их поведение в аккумуляторах не должно отличаться от существующих электродов.

В настоящее время в качестве катодных материалов ЛИА применяются соединения, которые по типу кристаллической структуры можно разбить на три группы: слоистые оксиды LiCoO2, LiNi0,8Co0,15Al0,05O2 и LiNixCoyMnzO2, шпинель LiMn2O4 и оливиноподобный феррофосфат LiFePO4.

Кобальтат лития LiCoO2 (LCO) используется в качестве анодного материала ЛИА с 1990 года. Преимуществами материала являются высокое значение разрядной емкости, неплохая стабильность при циклировании, а также высокое разрядное напряжение и низкий саморазряд ЛИА на основе этого материала. Основными недостатками являются высокая стоимость, низкая термическая стабильность и быстрая деградация емкости при глубоком разряде и высоких разрядных токах.

Катодный материал LiNi0,8Co0,15Al0,05O2 (NCA) с высокой практической разрядной емкостью (порядка 200 мА•ч/г) и долгим календарным сроком службы NCA являются основными преимуществами данного материала перед LCO. Основным техническим недостатком материала является заметная деградация емкости и мощности при повышенных температурах (+40…+70°C). Преимуществами шпинели LiMn2O4 (LMO) являются безопасность, достаточно высокие удельные значения энергии и мощности, а также низкая себестоимость. LiFePO4 (LFP) – материал со структурой оливина, получивший известность и распространение благодаря термической стабильности, а также высоким токовым характеристикам, экологичности и сравнительно невысокой себестоимости. Основными недостатками LFP являются сравнительно низкий электрохимический потенциал, а также низкие значения ионной и электронной проводимости.

В данной работе представлены кристаллические структуры перечисленных катодных материалов ЛИА и сравнение их характеристик. Описано применение, а также преимущества и недостатки каждого материала.

Оценка потери временны́х и финансовых ресурсов предприятия авиационной промышленности в условиях переходного периода к электронной системе документооборота на примере работ инженера-конструктора

Михайлова И.С.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Садковская Н.Е.
МАИ, Москва
mih.irina1806@mail.ru

В настоящее время развитие промышленности ускоряется. Сейчас, в век информационных технологий, особо актуальной является проблема ускорения разработки инновационных продуктов, в частности, авиационной техники. Внедренные информационные технологии на предприятиях промышленности убыстряют процесс инновационных разработок, освобождая инженера-конструктора от работы с процессами, не создающих ценность выпускаемой продукции, отнимающие время, которое могло бы быть направлено на непосредственно на разработку продукции. К таким процессам относятся, в частности, согласование документации информационно-справочного характера внутренней деловой переписки (служебных записок), согласование, отправка факсов в процессе переписки с другим предприятием. Предоставляется возможность сократить временны́е (перемещение работника от одного подразделения предприятия к другому в целях визирования документа), материальные (бумага) ресурсы предприятия – необходимо лишь назначить согласующих лиц в электронном виде и отправить документ на согласование. Это экономит временны́е и финансовые ресурсы, оказывая положительный экономический эффект предприятию. В результате данная продукция становится менее дорогостоящей, при этом уровень качества разрабатываемой продукции не снижается, она остается конкурентоспособной, что положительно сказывается на деятельности предприятия.

В ходе исследования влияния СЭД на процессы работы конструкторского отдела было проведено интервьюирование инженеров-конструкторов разных возрастов и категорий одного из предприятий авиационной промышленности на тему работы со с/з до, в результате и после внедрения СЭД «ТЕЗИС».

Сравнивая результаты процессов работы инженера-конструктора со с/з некоторых видов до и после внедрения СЭД, можно заключить, что в настоящий период времени экономия составляет 2 590 ₽ в месяц на отдел. При полном отказе от бумажных версий (используются для отчетности отдела), эффект экономии составит 7 263 ₽ в месяц. Речь идет лишь об одном отделе предприятия. Если во внимание взять весь состав предприятия, экономия увеличится в несколько раз.

Аналогично с использованием факсимильного вида связи предприятия с партнерами. На данный момент переходный период влечет за собой убытки (-780 рублей в месяц на один отдел предприятия), так как предприятие, переходя на СЭД, пока не может в полной мере отказаться от данного вида связи, так как другие предприятия используют так же факсимильную связь. Образуется наложение двух видов оборота документации, что усложняет процесс данной работы (задание дается через СЭД, факс нужно отсканировать, выложить в общую электронную базу предприятия). Предлагается полностью отказаться от бумажной версии и перейти на электронный обмен сообщениями с использованием электронной подписи. В данном случае экономия составит 4141 рубль в месяц на один отдел предприятия.

В результате проведенных исследований, можно сделать заключение, что использование СЭД на предприятиях авиационной промышленности сокращает время работы со служебными записками, это оказывает положительный экономический эффект при разработке продукции. Однако существуют проблемы, которые возникают при переходном периоде от системы бумажного системе электронного документооборотов, в частности, в работе с факсами. Для устранения данных проблем следует полностью отказаться от бумажного вида документооборота, а также внедрить электронную подпись.

Разработка и исследование методик контроля и испытаний электромеханического привода шасси летательного аппарата

Недрогайлов С.П.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Молодницкий В.И.
МАИ, Москва
nedrogailoff@yandex.ru

Во многих современных летательных аппаратах есть приводы шасси, которые выполняют выпуск и уборку стоек шасси. Нами будет рассматриваться электромеханический привод шасси.

Электромеханический привод шасси, состоящий из блока управления приводом шасси и исполнительного механизма шасси, предназначен для перемещения стоек шасси в соответствии с сигналами, формируемыми комплексной системой управления изделия, в выпущенное или убранное положение.

Чтобы летательный аппарат мог корректно производить взлет и посадку привод должен выпускать или убирать стойки для шасси на определенную длину рабочего хода и за определенное время. Для обеспечения точности длины рабочего хода должен выдерживать определенную статическую нагрузку при выпуске или уборке стоек.

Одним из важнейших факторов роста эффективности производства является повышение качества выпускаемой продукции, которое неппосредственно определяет ее конкурентоспособность Обеспечение качества невозможно без испытаний выпускаемой продукции. Под испытаниями понимается техническая операция, заключающаяся в определении одной или нескольких характеристик данной продукции. Испытания являются важной проблемой с точки зрения экономии средств. Задача испытаний – получение

количественных и качественных оценок характеристик объекта, т.е. оценивание способности продукции выполнять требуемые функции.

В связи с этим перед автором данной выпускной работы были поставлены задачи проанализировать принцип работы, а также методики контроля и испытаний привода и уже на основе выявленных проблем в старой методике, разработать методику для испытания привода на нагрузку.

Исследование процесса металлизации пористых материалов осаждением нанокластеров металлов на поверхность методом электрофореза

Нестеров В.А., Кукушкин Д.Ю., Козлов А.П.
Научный руководитель — Дителева А.О.
МАИ, Москва
vector.nesterov@gmail.com

Микроминиатюризация электроники привела к тому, что основной объем и вес многих устройств занимает источник питания, к которому предъявляются все возрастающие требования по длительности автономной работы, величине запасенной энергии, числу циклов перезарядки и сроку службы, который должен быть не менее срока службы самого электронного устройства. Таким образом, сегодня возникла необходимость резкого повышения энергетических характеристик миниатюрных источников тока, что может быть достигнуто применением микроэлектронных технологий и нанотехнологий при их производстве.

Приоритетными направлениями совершенствования миниатюрных источников электрической энергии стали химические источники тока, в первую очередь, литиевые батареи и суперконденсаторные структуры. Уступая химическим источникам тока по удельной энергии, суперконденсаторы значительно превосходят их по удельной мощности и стабильности зарядно-разрядных характеристик в широком температурном диапазоне.

Перспективные электродные материалы должны удовлетворять нескольким критериям: развитая удельная поверхность, высокая электропроводность, доступность пористой структуры смачиванию, химическая инертность к конструктивным материалам и так далее. Наиболее полно перечисленным требованиям удовлетворяют углеродные материалы различной степени пористости. Особенно перспективным материалом в этой группе считается тканный углеродный материал – бусофит.

Емкость конденсатора зависит в первую очередь от величины поверхности, которая у углеродных материалов может увеличиваться по сравнению с геометрической поверхностью в 1 000 ÷ 100 000 раз. Кроме высокоразвитой поверхности электродные материалы должны иметь низкое электрическое сопротивление, как вдоль слоя, так и поперек, так как это определяет внутреннее сопротивление источника, ограничивающее его выходной ток. Для снижения электрического сопротивления бусофита и создания электродного материала на его основе необходимо решить две задачи. Во-первых, нанести сплошной слой металла на поверхность бусофита, который будет являться токосъемником и снизит внутреннее сопротивление. Во-вторых, надо нанести слой металла на каждую ниточку бусофита, который с одной стороны понизит его электрическое сопротивление, а с другой стороны увеличит удельную поверхность. Одним из перспективных направлений решения данной задачи, является технология осаждения нанокластеров металлов на поверхность пористых материалов методом электрофореза. Как известно, частицы нанометрового размера обладают рядом уникальных свойств. Они несут положительный заряд, а их электрофизические и физико-химические свойства определяются размерами нанокластера. Поэтому основной задачей является получение частиц металла с заданным размерным диапазоном (обычно 2 – 10 нм) и последующее позиционирование их в поровое пространство методом электрофореза. При этом наночастицы должны иметь равномерное распределение по поверхности.

В исследованиях использовалась серийная углеродная ткань Бусофит Т-40. На нити бусофита осуществлялось нанесение нанокластеров никеля и серебра из гидрозоля. Получение нанокластеров металлов осуществлялось методом электроимпульсного диспергирования за счет электрического разряда между электродами, изготовленными из соответствующего металла, погруженными в дистиллированную воду. Межэлектродное расстояние составляло 100 мкм, зазор воздушного разрядника 1 мм, напряжение на конденсаторе до 3 кВ, ёмкость конденсатора 1000 пФ.

При таком режиме синтеза были получены коллоидные растворы серебра и никеля, в которых исходные размеры нанокластеров составляли 25 – 40 нм и 2 – 10 нм соответственно.

Для металлизации бусофита нанокластерами металлов методом электрофореза был разработан экспериментальный лабораторный реактор. Бусофит помещался между электродами, после чего реактор заполнялся коллоидным раствором с нанокластерами серебра или никеля и подключался к источнику питания переменного тока напряжением 40 В. Коллоидные частицы имеют заряд, поэтому они могут двигаться в электрическом поле. Достигая электрода, частицы теряют заряд и слипаются — коллоидный раствор коагулирует на поверхности материала.

Следует отметить, что никель осаждается на бусофит тонким слоем, а серебро на поверхности бусофита формируется в виде крупных наночастиц и кристаллитов, развивая поверхность волокна. Эксперимент по осаждению серебра на предварительно металлизированные никелем волокна бусофита также не позволил получить единый слой серебра, которое осаждалось на подслой никеля так же, как и на исходный бусофит.

Была показана возможность металлизации нанокластерами металлов методом электрофореза пористых материалов без снижения их исходной пористости. Данный метод снижает электрическое сопротивление и стабилизирует параметры электродного материала.

Для дальнейшего изучения процесса металлизации высокопористых материалов планируется использовать градуированные коллоидные растворы с меньшим разбросом размеров нанокластеров из различных металлов и сплавов.

Исследование способов бесконтактной передачи электроэнергии для зарядки аккумуляторов беспилотных летательных аппаратов

Нечаев Р.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Баранов А.М.
МАИ, Москва
rostislawrtn@gmail.com

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (далее БПЛА) претерпевают изменения как в функциональной составляющей, так и в технической. Использование БПЛА в спасательных, военных и других организациях быстрого реагирования накладывает ограничения и повышенные требования к радиоэлектронной защите, функционалу и эксплуатации.

Подобным требованием является возможность оперативной бесконтактной зарядки аккумулятора от переносного источника питания. Целью исследования является выявлением наиболее подходящего для данных требований способа передачи электроэнергии и разработки приемо-передающего устройства. Для решения данной цели требуется решить 2 задачи: передача электроэнергии на расстояние и аккумулирование с преобразованием ее после приема.

В настоящее время существует несколько конкурирующих развивающихся технологий: магнито-резонансная, PoWiFi и передача СВЧ энергии направленным лучом.

Эксперименты Массачусетского технологического института с магнитно-резонансной системой показали, что при 20 кГц при расстоянии 3 метра выходная мощность составляется ~1400 Вт. Несмотря на подобные показатели, система имеет ряд недостатков, таких как: чувствительность к внешней среде и большие размеры.

Самой молодой и перспективной технологией передачи энергии является PoWiFi (Power Over Wi-Fi). Данная технология позволяет использовать современные сети Wi-Fi для передачи энергии по каналам связи 2.4 ГГц. В настоящий момент приемное устройство способно получать сигнал и преобразовывать его в постоянный ток напряжением 2В и заряжать аккумуляторы небольшой ёмкости.

Передача энергии СВЧ лучом на 2,45 или 5,8 ГГц на сегодняшний день имеет КПД 70-75%. Преимуществами разрабатываемой системы с использованием СВЧ являются: отказ от необходимости позиционирования БПЛА над передатчиком, возможность уменьшить размер антенн в связи с малым расстоянием между приемником и передатчиком и возможность многократного использования зарядного устройства.

В работе проанализированы схемотехнические и конструктивно технологические особенности различных бесконтактных систем зарядки применительно к зарядке аккумуляторов БПЛА и предложены подходы к оптимизации параметров бесконтактных систем зарядки с точки зрения оптимизации их параметров. Разрабатывается зарядная станция с использованием литий-полимерного аккумулятора на БПЛА ёмкостью 20 Ah с преобразователем энергии для возможности зарядки аккумулятора без необходимости извлечения его из устройства.

Методика калибровки микромеханического датчика угловой скорости с помощью нелинейной математической модели

Новиков В.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Акилин В.И.
МАИ, Москва
godfatherpunisher@yandex.ru

В настоящее время к обеспечению точности измерения полетных параметров навигационными приборами и системами летательных аппаратов (ЛА) предъявляются большие требования. В особенности, они предъявляются и к датчикам угловых скоростей (ДУС), входящих в состав бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) и служащих для получения первичной информации. Во время полета ЛА на приборы действуют внешние и внутренние факторы, приводящие к дополнительным погрешностям, необходимо их скомпенсировать. Компенсация данных погрешностей достигается многими способами: использование материалов с определенными характеристиками, из которых изготавливается ДУС, высокое качество изготовления и сборки деталей, программно-математическое обеспечение для съема информации.

Калибровка датчиков угловых скоростей является важной частью процесса повышения качества измерительных приборов. Применительно к датчику угловых скоростей суть данной методики заключается в том, чтобы определить конкретные для каждого изделия величины масштабных коэффициентов (отношение измеряемой величины к физической) и углов ориентации, числовых констант, характеризующих модель погрешностей [1]. Калибровка блока, состоящего из трех ДУС, проводится с помощью трехосного испытательного вибростенда [2]. Измерения угловых скоростей проводятся по шести испытаниям – три вращения по каждой из осей X, Y, Z и по двум осям одновременно – XY, XZ, YZ. Расчет калибровочных коэффициентов проводится по усредненным значениям угловых скоростей стенда и усредненным значениям кодов сигналов ДУС, которые были зафиксированы на определенных временных интервалах.

Нелинейная математическая модель, предложенная в данной работе для измерения угловых скоростей, характеризуется тем, что сигналы ДУС зависят не только от угловых скоростей, направленных вдоль измерительных осей датчика, но и от угловых осей, перпендикулярных к ним. Данная модель включается в себя пять коэффициентов: три матрицы калибровочных коэффициентов, вектор смещения нулей ДУС и нелинейная составляющая математической модели.

Предложенная методика калибровки датчиков угловой скорости проходит практическую апробацию в АО МНПК «Авионика».

При проведении экспериментов установлено, что нелинейная математическая модель обладает высокую стабильность масштабных коэффициентов и смещения нулей, а также имеет меньшую погрешностей измерений параметров. Это достигается благодаря возможности вычислений нелинейных уравнений для измерения угловой скорости на каждом кванте времени.

Список литературы:

1. Шаврин В.В., Конаков А.С., Тисленко В.И. Калибровка микроэлектромеханических датчиков ускорений и угловых скоростей в бесплатформенных инерциальных навигационных системах / Доклады ТУСУРа, № 1 (25), часть 2, июнь 2012, С. 265-269.

2. Евстифеев М.И., Степанов О.А., Челпанов И.Б. Испытания микромеханических приборов. Учебное пособие. – Санкт-Петербург. Издательство ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2013 – 210с.

Изменение структуры и электрических свойств алмаза при высокодозном облучении ионами аргона

Овчинников М.А., Морковкин А.И.
Научный руководитель — профессор, д.ф-м.н. Борисов А.М.
МАИ, Москва
ov.mikhail@gmail.com

Исследования связанные с ионным облучением алмаза проводятся более 50 лет, и если ранние исследования были связаны с получением примесной прововодимости в алмазе [1], то современные исследования также направлены на получение графитоподобных слоев [2]. Известно, что при достаточно больших флуенсах (>10^16/см2) ионного облучения в алмазе происходит трансформация sp3-гибридизированного углерода в sp2-гибридизированный, что характеризуется образованием проводящего графитового слоя.

В настоящей работе для характеризации структуры и электрических свойств ионно-индуцированных слоев проанализированы картины дифракции быстрых отраженных электронов, низкотемпературные зависимости слоевого Rs и удельного ρ электросопротивлений поликристаллического алмаза после высокодозного (~10^18/см2) облучения ионами Ar+ с энергией 30 кэВ при ионно-лучевой и термической обработке в интервале от комнатной температуры до 720°С.

Мишенями служили пластинки поликристаллического алмаза толщиной 450 мкм, полученные плазмохимическим методом. Образцы алмаза до и после облучения исследовали методом дифракции быстрых электронов на отражение на электронографе ЭМР-102. Электрические измерения проводили четырехзондовым методом как при комнатной температуре с последующим определением слоевого сопротивления Rs, так и в диапазоне от температуры жидкого азота до комнатной на установке Nanometrics HL5500.

Найдено, что сопротивление модифицированного ионами аргона слоя алмаза экспоненциально уменьшается более чем в 100 раз при увеличении температуры Тобл от комнатной до 200°С с выходом на значения сопротивления графитов. При последующем увеличении температуры облучаемого алмаза до 500°С Rs практически не изменяется, но при Тобл > 500°С сопротивление вновь возрастает, заметно превышая при Тобл = 720°С значения Rs, соответствующие графитам. Зависимость слоевого сопротивления облученного при комнатной температуре с последующей термообработкой до 700°С образца алмаза от температуры термообработки (Тто) из-за термической нестабильности модифицированного слоя алмаза при Тобл < 200°С приводит к тому, что сопротивление модифицированного слоя необратимо уменьшается с повышением Тто и при Тто = 700°С практически соответствует графитам.

Характерные для поликристаллического графита, дифракционные кольца быстрых отраженных электронов наблюдали в интервале температур 200–500°С, в котором слоевое сопротивление соответствует графитам. Для образцов с Тобл < 200°С, Тобл > 500°С и после термообработки при Тто = 320°С картина дифракции электронов в модифицированном слое представляет собой аморфное гало с наличием на его фоне точечных рефлексов алмаза.

Для выявления типа проводимости модифицированного слоя алмаза в выбранных интервалах температур облучения и термообработки, измеряли слоевое сопротивление Rs в области низких температур от –180 до 20°С. При Тобл = 220°С сопротивление модифицированного слоя алмаза слабо зависит от температуры, что говорит о металлическом характере проводимости. В остальных случаях слоевое сопротивление значительно уменьшается с ростом температуры. Пересчет значений Rs в рамках теории Мотта в шкалы линеаризации температурной активации примесной и прыжковой проводимости с переменной длиной прыжка показал, что в области низких температур все зависимости близки к линейным. Линейность во всем изученном интервале температур проявляется в большей степени для прыжковой проводимости. Значение концентрации носителей зарядов для всех случаев обучения, кроме обучения при комнатной температуре превышает пороговое значение применимости механизма прыжковой проводимости 6×10^20 эВ–1•см–3 [3]. Перекрытие локализованных состояний при столь высоких плотностях ведет к делокализации и, соответственно, к металлическому характеру проводимости. Термообработку проводящего слоя алмаза после облучения при Тобл = 30°С можно рассматривать как термическую активацию перехода разупорядоченного sp2-гибридизированного углерода в термодинамически равновесную фазу гексагонального графита. Зависимость электросопротивления слоя от температуры термообработки отражает кинетику процесса, энергетическая высота барьера Еа которого определяется тангенсом угла наклона зависимости lnρ(1/Тобр). Линейная аппроксимация дает значение Еа = 0.23 эВ.

Таким образом, анализ дифракционных картин и электросопротивления показал в интервале температур облучаемого алмаза 200–500°С образование стабильной поликристаллической графитовой фазы в модифицированном слое. При Т < 200°С проводимость модифицированного слоя носит полупроводниковый характер. Термическая обработка слоя, облученного при комнатной температуре, может рассматриваться как процесс упорядочения sp2-гибридизированного углерода в гексагональный графит с энергией активации 0.23 эВ.

Литература

1. R. Kalish, Doping diamond by ion-implantation , Semiconductors and Semimetals 76 (2003)
2. Philipp P et al. // Carbon (2014), V. 80, P.677
3. Reznik A., Richter V., Kalish R. // Phys. Rev. B. 1997. V. 56. P. 7930

Анализ состояния в области создания приборного комплекса беспилотного летательного аппарата

Пагава Л.Л.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Молодницкий В.И.
МАИ, Москва
lasard12@bk.ru

В настоящее время продолжается интенсивная работа в области беспилотной авиации, а именно усовершенствование, доработка, и проектирование новых образцов беспилотных летательных аппаратов, далее БПЛА. Совершенствование их бортовых радиоэлектронных комплексов обусловлено быстрым развитием микроэлектроники, построенной на полупроводниковой элементной базе. Наиболее перспективным в наше время считается построение измерительных систем на базе полупроводниковых датчиков. Миниатюризация функциональных блоков, построение интегрированных систем, простота эксплуатации,

увеличение точностных характеристик и относительная дешевизна элементов системы позволяет удовлетворять требованиям, предъявляемым к современным БПЛА.

Основные качества, предъявляемые к современным бортовым комплексам БПЛА это точность, малый вес и низкая стоимость. Известно, что все эти параметры находятся в зависимости друг от друга, поэтому приходится проводить множество исследований, с использованием современного пакета математического моделирования и реальных экспериментов для того, чтобы найти оптимальное соотношение этих. Малый вес и низкая стоимость бортовых комплексов достигается использованием современных микроэлектромеханических датчиков, далее МЕМС, повышение точности которых заключена в, применении компенсационных алгоритмах, программ калибровки, а так же структурным составом самого МЕМС датчика.

Обеспечение качества невозможно без испытаний, однако в настоящее время в большинстве случаев приходится производить испытания и исследования инерциальных датчиков приборного комплекса БПЛА посредством других филиалов или предприятий за отсутствием нужных стендов.

В связи с этим разработка комплекса, для исследования и калибровки для таких МЕМС датчиков является одной из важнейших задач любого предприятия, на котором происходит разработка или сборка БПЛА и их приборных комплексов.

Данная работа посвящена разработке стенда для исследования частотных характеристик МЕМС датчиков на подобии ADIS16488, и разработка методики его калибровки/поверки, для повышения точности и надежности приборного комплекса БПЛА.

Исследование покрытий из диоксида циркония, полученных методом микродугового оксидирования в силикатно-щелочном и силикатно-гипофосфитном электролитах

Панасова Г.В.
Научный руководитель — к.т.н. Савушкина С.В.
МАИ, Москва
Galinapanasova1@gmail.com

Керамикоподобные покрытия из диоксида циркония, получаемые методом микродугового оксидирования (МДО), перспективны для использования в качестве биосовместимых, коррозионностойких, теплозащитных покрытий [1]. Состав электролита во многом определяет свойства МДО-покрытия. Для МДО-покрытий характерна слоистая структура, содержащая тонкий барьерный слой, основной оксидный слой и верхний слой, который также содержит элементы компонентов электролита [2]. Такая структура способствует низкой теплопроводности покрытия. Она может достигать 0,2 Вт/м*К для МДО-покрытий из диоксида циркония, что делает их перспективными для использования в качестве теплозащитных слоев [1, 3].

В этой работе исследованы структура и критические нагрузки разрушения МДО-покрытий, полученных в щелочных и силикатно-гипофосфитных электролитах.

Покрытия были получены на образцах, изготовленных из циркониевого сплава Э110 (1% Nb) в электролите, содержащем 2 г/л гидроксида калия и 9 г/л силиката натрия (покрытие №1), и в электролите, содержащем 5 г/л гипофосфита натрия и 9 г/л силиката натрия (покрытие №2) в анодно-катодном режиме при общей плотности тока 22 А/дм2. Температура электролита составляла 21-27 °С. В результате анализа хода процесса, продолжительность МДО была ограничена 60 мин. в первом электролите и до 100 мин. во втором электролите. Структуру покрытия исследовали с использованием растрового электронного микроскопа (РЭМ) Quanta 600 и рентгеновского дифрактометра Empyrean PANalytical (излучение CuKα). Критическая нагрузка разрушения покрытий была оценена с помощью скретч-тестера Revetest Xpress + (CSM Instruments SA). Твердость покрытий измеряли с помощью микротвердомера Micromet 5114 с нагрузкой на индентор 0,25 Н.

Время от начала подачи нагрузки до номинального значения составляло 5 секунд. Выдержка под нагрузкой составляла 10 секунд.

В результате исследования было выявлено, что структура поверхности обоих покрытий идентична. Она характеризуется кратероподобными областями, некоторые из которых имеют поры в центре, и областями с мелкой глобулярной структурой [4]. Толщина покрытий, оцененная с помощью РЭМ на поперечных шлифах, составляет ~ 70 мкм для покрытия №1 и ~ 110 мкм для покрытия №2. МДО-покрытие №1 содержит толстый переходный слой, в котором содержание кислорода уменьшается с увеличением глубины. Покрытие №2 характеризуется толстым слоем диоксида циркония и тонким переходным слоем. Верхний слой покрытий является неоднородным по толщине и достигает 20 мкм. Он содержит крупные поры на границе с нижним слоем. Параметр шероховатости Ra покрытия №1 составляет ~ 6,8 мкм, а покрытия №2 ~ 7,4 мкм. Рентгеноструктурный анализ показал наличие моноклинной модификации циркония для двух типов покрытий. Кремний, найденный во внешнем слое покрытий, по-видимому, присутствует в виде аморфного оксида, поскольку его пики не были получены на дифрактограммах.

Микротвердость покрытий идентична и изменяется от 2,5 до 3,5 ГПа. Критическая нагрузка разрушения покрытия определялась с помощью линейного испытания на царапины с использованием алмазного индентора типа «Rockwell S» с радиусом закругления 2 мкм при нагрузке от 1 до 200 Н и скоростью приложения нагрузки 100 Н/мин, длина царапины составляла 10 мм. Критическая нагрузка разрушения для покрытия №1 составляет ~ 80 Н. Покрытие №2 имеет критическую нагрузку разрушения ~ 150 Н. Увеличение сигнала акустической эмиссии в начале испытания для обоих покрытий может быть связано с разрушением верхнего слоя покрытия при критической нагрузке ~ 20 Н. С увеличением глубины проникновения индентора и нагрузки коэффициент трения увеличивается от 0,1 до 0,3 для первого покрытия и от 0,1 до 0,4 для второго покрытия. Его дальнейшее увеличение связано с влиянием материала образца.

Работа выполнена при финансовой поддержке Совета по грантам Президента РФ (грант № МК 524.2017.8).

Список использованных источников

1. Apelfeld A.V., Borisov A.M., Krit B.L., Ludin V.B., Polyansky M.N., Romanovsky E.A., Savushkina S.V., Suminov I.V., Tkachenko N.V., Vinogradov A.V., Vostrikov V.G.// Surf. Coat. Technol. V. 269. 2015. P. 279–285

2. Суминов И.В., Белкин П.Н., Эпельфельд А.В., Людин В.Б., Крит Б.Л., Борисов А.М. Плазменно-электролитическое модифицирование поверхности металлов и сплавов. Т. II. М.: Техносфера, 2011. 512 с.

3. Савушкина С.В. //Приборы. №12 (210). 2017. С. 56-63

4. Борисов А.М., Востриков В.Г., Романовский Е.А., Ткаченко Н.В., Виноградов А.В. Крит Б.Л., Савушкина С.В., Полянский М.Н.// Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. №7. 2013. С. 366-370.

Разработка стенда ультразвукового измерения скорости потока

Паневин Д.Н., Осипова Т.В.
Научный руководитель — доцент, к.ф-м.н. Савилкин С.Б.
МАИ, Москва
gimer23@gmail.com

Метод ультразвукового измерения скорости основан на факте, что ультразвуковому сигналу, направленному против движения потока, для прохождения расстояния от излучателя до приемника требуется больше времени, чем сигналу, направленному по ходу движения потока.

Для прохождения волны и её интерпретации необходимы приемник и передатчик, которые обладают пьезоэлектрическим эффектом. Таким эффектом обладают следующие материалы кварц, турмалин, тартрата калия, сульфата лития, титанат бария,

цирконаттитаната свинца. Помещая пьезоэлектрический кристалл в электрическое поле, упругая деформация вызывает уменьшение или увеличение его длины в соответствии с величиной и направлением полярности поля. Прикладывая напряжение, размеры пьезокерамических элементов изменяются. При механических воздействиях пьезокерамический элемент генерирует электрический ток. Поэтому пьезокерамические элементы используются в качестве излучателей и приемников сигнала, т.е. как приемопередатчики.

Целью работы было разработать стенд ультразвукового измерения скорости потока. Стенд состоит из макета с установленным передатчиком и приемником в трубе с установленным вентилятором для обеспечения постоянства условий, платы с ПЛИС, платы с контролером и компьютера.

В качестве первичных преобразователей используются ультразвуковые датчики, работающие в диапазоне ультразвука низких частот 15-100 кГц, т.к. звуковые волны именно таких частот имеют наименьшее затухание при перемещении в воздушной среде.

Устройство работает по следующему алгоритму: после подачи питания на схему устройства, происходит старт микроконтроллера, который составляет основу блока управления. С контролера на ПЛИС поступают команды задающие форму сигнала, количество передаваемых периодов и длительность сигнала. Получив команды от контроллера, на ПЛИС начинается процесс формирования сигнала частотой 70 кГц, который поступает на вход передатчика, усиливается и подается на излучатель.

Преобразованный электрический сигнал в ультразвуковую волну перемещается в воздушной среде и достигает приемника. Приемник выполняет обратное преобразование ультразвуковых импульсов в электрический сигнал. Электрический сигналусиливается, фильтруется и поступает на вход АЦП. Оцифрованный сигнал поступает на ПЛИС, где находятся минимум и максимум сигнала. Полученные координаты поступают на контроллер. На контроллере по полученным координатам вычисляется точка пересечения нуляи, учитывая показатели с датчиков температуры и давления, вычисляется скорость потока. В дальнейшем полученный результат выводится с контроллера и может быть отображен на различных устройствах. В данном случае на компьютере.

В ходе разработки также был проведен эксперимент, целью которого было определить наиболее подходящую форму и длительность сигнала для облегчения нахождения минимума и максимума сигнала получаемого приемником. Был испробован периодический сигнал прямоугольной и синусоидальной формы. Передавалось разное количество периодов этих сигналов с различной задержкой между посылками, а также сигнал, с противофазой, заниженной по амплитуде, в конце посылки. В ходе эксперимента было выявлено, что при посылке двух периодов синуса с задержкой между ними равной 6мс, на выходе приемника наблюдается сигнал с наиболее выраженным максимумом.

Контроль и диагностика датчика угловой скорости по основным характеристикам

Прохоров И.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Акилин В.И.
МАИ, Москва
riderpimp@mail.ru

В приборах и измерительных системах летательных аппаратов (ЛА) широкое применение нашли датчики угловых скоростей (ДУС).

Датчик угловой скорости – это первичный прибор для измерения угловой скорости поворота корпуса летательных аппаратов относительно осей связанных с ним системы координат. Используется в системах управления различных летательных аппаратов: ракет, самолётов, вертолётов. Выходной сигнал устройства обычно электрический, пропорциональный угловой скорости и используется в автоматизированных пилотажных

системах управления полета летательных аппаратов и системах стабилизации траектории полёта ракет.

Качество изготовления любого технического объекта, в том числе и датчика угловых скоростей, характеризуется комплексом технических параметров, установленных техническими условиями и подлежащих контролю после его изготовления. При удовлетворении изделия требований технических условий (ТУ) по результатам его контроля после изготовления, оно считается качественным.

После изготовления и в процессе эксплуатации прибора вероятно возникновение дефектов и отказов, которые ограничивают возможность эксплуатации изделий и могут быть выявлены путем их диагностирования.

В этой связи разработка методов и средств технического диагностирования состояния датчиков угловых скоростей имеет важное значение с точки зрения повышения качества функционирования измерительных систем летательных аппаратов.

В докладе представлены результаты исследований технических возможностей диагностики датчика угловых скоростей по температурным характеристикам, пусковому и потребляемому токам, времени разгона и мощности. Кроме того, прибор имеет следующие характеристики: крутизна статической характеристики, масштабный коэффициент и его нестабильность при изменении условий окружающей среды, нулевой сигнал датчика угла, порог чувствительности и параметры АЧХ. В режиме установившегося вращения ротора величина главного резонанса характеризует нагрузку, действующую на подшипники в рабочем режиме двигателя и пропорциональна ей. Изменение частоты главного резонанса в рабочем режиме двигателя может характеризовать уровень собственной вибрации ротора и изменение нагрузки на опоры, вызванное деформациями элементов конструкции двигателя за счет центробежной силы инерции и за счет перегрева элементов под действием внутренних и внешних тепловых полей.

В докладе анализируются методы и аппаратура для контроля указанных технических характеристик прибора, даются рекомендации для их использования для целей технического диагностирования датчиков угловых скоростей.

Разработка технологии нанесения углеродных покрытий ионно-плазменным методом при атмосферном давлении в матричном режиме

Пушкарный Н.И., Шведов А.В.
МАИ, Москва
nikita_pushkarny@mail.ru

Рост количества областей народного хозяйства, в которых все больше и больше применяются изделия радиоэлектроники, приводит к увеличению требований, предъявляемым к эксплуатации электронных устройств. Т.е. требований к конструкционным и функциональным материалам, входящих в их состав данных изделий. Одним из основных требований при эксплуатации изделия радиоэлектроники является увеличение их срока службы. Одним из путей самый действенных путей увеличения срока службы радиоэлектронных изделий является использование защитных покрытий, которые предотвращают различные виды химической и электрохимической коррозии материалов, в том числе и биокоррозии материалов. Особенно это актуально при эксплуатации полимерных материалов. Углеродные покрытия, в силу химического сродства с полимерами, возможностью углерода формировать поверхностные слои материалов с практически полностью компенсированными валентными связями, способные обеспечить барьерные свойства поверхности и т.д., является одними из самых перспективных материалов для защиты полимерных материалов изделий радиоэлектроники.

В настоящее время формирование защитных углеродных покрытий осуществляется в основном вакуумными ионно-плазменными методами. Однако, в силу недостатков вакуумных методов нанесения, всё больше внимание уделяется формированию покрытий

свободной геометрической конфигурации газовыми разрядами атмосферного давления, в т.ч. и при помощи плазмотронов различного типа.

Целью данной работы является разработка технологии нанесения углеродных покрытий заданной геометрической конфигурации при помощи НЧ-плазмотрона атмосферного давления и исследования их рельефа поверхности.

Использование НЧ-плазмотрона определяется возможностью локального формирования необходимых покрытий без термической деструкции полимерной подложки. Для разработки технологии формирования покрытий свободной геометрической конфигурации сначала были проведены исследования в статическом (точечном) режиме. Показано, что на скорость роста углеродного покрытия значительно влияет расстояние «плазматрон-подложка» и расход газовой смеси через сопло плазмотрона, что, по-видимому, связано как с увеличением энерговклада в газовый разряд, так и со значительным увеличением диффузии частичек газа из плазменной струи в окружающую среду. В силу особенностей горения атмосферного газового разряда и его распространения по поверхности подложки, практически все покрытия представляют собой округлые формы с несколько «размытыми» границами диаметром от 6 до 9 мм при времени нанесения более 10 сек вне зависимости от расстояния «плазматрон-подложка» при формировании сплошного устойчивого покрытия.

Показана возможность формирования углеродных покрытий заданной геометрической конфигурации в «матричном» режиме и значительное влияние параметров осаждения на рельеф формируемых углеродных покрытий.

Один подход к построению критериев согласия экспериментальных данных с гипотетическим законом распределения вероятностей

Силин В.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Александровская Л.Н.
МАИ, Москва
vseslavs@gmail.com

Основные алгоритмы обработки измерительной информации, получаемой при испытаниях образцов авиационной и ракетно-космической техники, основаны на использовании параметрических методов математической статистики, требующих задания вида закона распределения вероятностей исследуемых характеристик.

Задача аппроксимации эмпирических данных тем или иным аналитическим выражением является одной из самых сложных задач математической статистики. Процедура ее решения обычно заключается в следующем:

- на основе анализа исследуемой характеристики с учетом информации, накопленной в данной предметной области и расчетных эмпирических моментах выдвигается гипотеза о возможности описания экспериментальных данных тем или иным гипотетическим распределением вероятностей;
- проверяется с использованием известных критериев согласие этого гипотетического распределения с эмпирическим распределением.

Однако при таком подходе возникает ряд проблем, связанных с объемом имеющихся выборок наблюдений (малом при проведении испытаний и сверхбольших при моделировании). При малом объеме выборок имеем несколько альтернативных гипотетических распределений, удовлетворяющих критериям согласия, при больших возникает «разладка», когда закон распределения изменяется при больших отклонениях возмущающих случайных факторов и требуются отличные от классических процедуры подбора аппроксимирующего распределения. И в том и в другом случаях классические критерии согласия не работают.

В докладе предлагается вместо классических критериев согласия, основанных на сравнении вероятностей при фиксированных значениях случайной величины, проводить сравнение эмпирических и расчетных значений случайных величин при фиксированных

значениях вероятностей, полученных из теории порядковых статистик. Предлагаемый подход иллюстрируется рядом примеров, основанных на обработке информации, полученной как в летных испытаниях, так и при моделировании автоматической посадки одного типа гражданского самолета. Данный подход более прост и понятен практикам, так как позволяет оценить погрешность аппроксимации как разницу между экспериментальными и расчетными значениями, что более наглядно, чем допустимое рассогласование вероятностей при использовании классических критериев.

Универсальные устройства реализации технологий искусственной реальности

Соколов А.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Кондрашин А.А.
МАИ, Москва
mr.aa.sokolov@gmail.com

Последнее время всё более востребованными становятся так называемые технологии «погружения» в искусственную реальность – псевдореальность, которая воспринимается всеми органами наших чувств в качестве полноценной «иной» реальности. Данные технологии находят всё более широкое применение в обучении применения (тренажёры/симуляторы) и использования систем управления робототехническими комплексами и летательными аппаратами, в медицине, в военной технике, в чрезвычайных ситуациях и т.д., а также, конечно, в индустрии развлечений (игры, киноиндустрия, виртуальные путешествия,...).

Но создание полноценной искусственной реальности, в которой были бы задействованы все чувства человека – зрение, осязание, обоняние, слух и вкус, является слишком дорогим и громоздким «удовольствием». Поэтому для создания искусственной реальности в настоящее время чаще всего задействуют самый дешевый способ – воздействие на органы зрения, создавая объёмные изображения объектов. И гораздо реже передача тактильных ощущений, запахов и т.д.

С точки зрения степени замещения настоящей реальности различают :

- дополненная реальность (Augmented Reality, AR; далее – ДР);
- смешанную (гибридную) реальность (Mixed reality, MR; далее – СР);
- виртуальную реальность (Virtual Reality, VR; далее – ВР).

В настоящее время нет абсолютно чётких определений этих реальностей и грани между ними зачастую весьма условны, что вызывает множество противоречий при чтении литературы по данному вопросу. С нашей точки зрения разница между этими реальностями в степени интерактивности (обратной связи) между человеком и окружающим миром, воспринимаемым через оптическо-электронное устройство, т.е. между человеком и электронным устройством, связанным по разнообразным каналам связи (чаще всего IP) с сервисами компьютерных серверов.

Устройство, реализующее все три указанных выше типа реальности, может быть одним и тем же, то всю общность виртуальных технологий обозначают аббревиатурой VAMR (virtual augmented mixed reality).

В работе рассмотрены :

- элементы и сами устройства , реализующие VARM технологии ;
- достоинства и недостатки VARM технологий.

Анализ конструктивно-технологических решений современных поворотных индуктосинов

Федотикова М.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Гребенюк Е.И.
МАИ, Москва
Marie.rommy@yandex.ru

Современные требования к информационно-измерительным системам летательных аппаратов связаны с обеспечением высокой точности передачи измерительной информации, быстродействия и надежности при одновременной микроминиатюризации конструктивных решений и уменьшении веса как отдельных элементов, так и всей системы в целом. В связи с этим предъявляются требования соответствующего уровня к датчикам первичной информации, в частности к преобразователям угловых перемещений.

Поворотные индуктосины, как высокоточные бесконтактные датчики угловых перемещений, хорошо зарекомендовали себя в наземных системах автоматического управления, устройствах станков с ЧПУ [1] благодаря высокой точности (порядка нескольких угловых секунд), малой потребляемой мощности, небольшим массогабаритным показателям, универсальности. Применение в современных вариантах конструктивных решений новых технологий изготовления обмоток позволяет производить индуктосины, соответствующие по массогабаритным размерам требованиям авиационной и космической техники [2].

Цель настоящей работы состоит в анализе современных конструктивных и технологических решений поворотных индуктосинов с целью их применения в информационно-измерительных системах летательных аппаратов.

В докладе на основании анализа литературных источников и патентной информации приводится классификация конструктивных решений индуктосинов по признакам: общая компоновка, виды сопряжений с внешними конструкциями, а также размещения проводников плоской обмотки в активной зоне. Рассмотрены технологические решения с обмотками, выполненными намоткой, а также печатным способом. Установлено, что наиболее полно поставленным задачам применения индуктосинов в качестве датчиков первичной информации информационно-измерительных систем летательных аппаратов отвечают варианты ферромагнитных индуктосинов с лазерным напылением проводников обмотки.

Литература.

1. Федотов А.В. Теория и расчет индуктивных датчиков перемещений для систем автоматического контроля: монография / А.В. Федотов. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2011. – 176 с.

2. Проворова И.П. Исследование поворотного индукционного преобразователя с плоскими многополюсными обмотками : диссертация ... кандидата технических наук : 05.13.05.- Москва, 2005.- 205 с.: ил. РГБ ОД, 61 06-5/1519.

Разработка цифровой вычислительной машины канала связи

Хряпа А.С., Мартынов А.Д.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Баранов А.М.
МАИ, Москва
v.akreniisky@yandex.ru

Цель данной работы - создание устройства связи, обеспечивающее буферизированный обмен данными между компьютером и бортовая цифровая вычислительная машина (в комплексе полунатурного моделирования рабочих программ). Необходимость создания канала связи на основе интерфейса USB-UART была продиктована отказом производителей

ПК от параллельных интерфейсов ISA и EPP, которые используются для организации выше названного канала в комплексах полунатурного моделирования.

Для построения ЦВМ связи был выбран 16-битный микропроцессор TMS320F206, имеющий встроенные Flash-модули и асинхронный последовательный порт UART; соединение с интерфейсом USB осуществляется с помощью конвертора USB-UART. Программные Flash-модули обеспечивают выборку команд без обращения к шине.

Внешняя память состоит из двух микросхем SRAM и DPRAM. SRAM предназначена для хранения кода загружаемых программ. Микросхема DPRAM дает возможность для буферизации данных в канале и организовать обмен данными между компьютером и бортовой цифровой вычислительной машиной.

В результате работы было подготовлено программное обеспечение, включающее рабочую программу для передачи массивов данных и тестовые программы и технологической оценки КПД канала связи.

Экспериментальная исследовательская часть включает определение характеристик пропускной способности созданного канала: средних скоростей передачи, средних и максимальных величин задержек передачи для массивов (блоков данных) пяти разных размеров (2, 8, 16, 32 и 64 слова) и трёх битовых скоростей канала UART (187500, 375000 и 750000 бит/сек). Средние скорости передачи характеризуют среднее время прохождения блока данных по кольцу ЦВМ связи→МК→ЦВМ связи. Они определяют время моделирования, которое желательно сократить, особенно для ЛА с большим временем полёта (порядка часов). Средние величины задержек определяют КПД канала, и характеризуют соотношение времени передачи ко времени простоя контроллера USB, который является каналом, управляемым расписанием. Для отдельно взятой скорости можно определить размеры блоков, при которой КПД канала будет максимальным. Максимальные величины задержек определяют наихудшие случаи в затягивании приёма или передачи со стороны USB, и могут быть полезны для оценки возможности применения ЦВМ связи в полностью реальном режиме моделирования.

Исследование формирования углеродных покрытий НЧ плазматроном атмосферного давления в матричном режиме нанесения

Шведов А.В.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Елинсон В.М.
МАИ, Мос
seriousash@yandex.ru

Современные тенденции в развитии новых технологий обработки материалов всё больше демонстрируют необходимость исследований в области применения плазмы атмосферного давления. Уже сегодня активно ведутся работы по созданию новых методов применения плазмы атмосферного давления для синтеза металлических порошков [1], для осаждения тонких плёнок из газовой фазы [2], а также для биомедицинских применений. Особенно остро стоит вопрос о применении плазмы атмосферного давления при формировании защитных покрытий с целью повышения стойкости компонентов радиоэлектроники и поверхности полимерных материалов в условиях высокой влажности и биологической активности. Таким образом, целесообразно рассмотреть использование низкотемпературного низкочастотного (НЧ) плазматрона атмосферного давления для локального нанесения тонких углеродных покрытий, защитные свойства которых определяются технологическими параметрами процессов нанесения [3].

Для создания надёжного и воспроизводимого защитного слоя необходимо произвести обработку поверхности по всей её площади, то есть обеспечить локальное формирование пленок в динамичном режиме, когда сопло плазматрона должно передвигаться над поверхностью с фиксированными характеристиками процесса (например, расстояние плазматрон-подложка). Целью данной работы было исследование углеродных покрытий,

полученных в матричном режиме нанесения, в котором формирование производилось за счёт многоточечного нанесения с фиксированными геометрическими параметрами: расстояния и углы между точками.

Для достижения поставленной цели была разработана и модернизирована экспериментальная установка, состоящая из НЧ плазматрона атмосферного давления (мощность до 100 Вт) и газового блока для подачи смеси плазмообразующего и транспортного газа(гелий и аргон) и плёнкообразующего газа (пары циклогексана C6H12). Монтаж плазматрона на ЧПУ основу был произведён для прецизионного управления процессом нанесения. В качестве шаблона «матрицы» был выбран равносторонний треугольник. Формирование покрытий производилось по следующим технологическим параметрам: используемый плазмообразующий/транспортной газ (He или Ar), расстояние плазматрон-подложка (15–24 мм), время нанесения (5–20 с), расстояние между вершинами равностороннего треугольника (3–6 мм). Формирование покрытий производилось на подложки из монокристаллического кремния.

В результате работы была показана возможность формирования углеродных покрытий в матричном режиме нанесения. Было установлено влияние технологических параметров процессов нанесения на физические свойства сформированных покрытий.В частности. Было показано,что толщина углеродных покрытий линейно зависит от расстояния плазматрон-подложка и времени нанесения и расстояния между вершинами равностороннего треугольника. Однако в зависимости от расстояния плазматрон-подложка и расстояния между вершинами треугольника пик толщины углеродного покрытия варьируется от центра покрытия, до точек нанесения. Характер этой зависимости ещё необходимо установить.

Использование в качестве плазмообразующего газа Ar позволило добиться значительного увеличения толщины полученных покрытий по сравнению с He, 850 нм и 200 нм соответственно при одинаковых технологических параметрах нанесения.

1. A. Lazea-Stoyanova, V.S. Teodorescu and G. Dinescu, Innovative atmospheric pressure plasma jet for copper particles synthesis // 22nd International Symposium on Plasma Chemistry, 2015; Antwerp, Belgium

2. Jana Kredl, Juergen F. Kolb, Uta Schnabel, Martin Polak, Klaus-DieterWeltmann, Deposition of Antimicrobial Copper-Rich Coatings on Polymers by Atmospheric Pressure Jet Plasmas // Materials 2016, 9, 274; doi:10.3390/ma9040274

3. И.П. Суздалев. Нанотехнология: физико-химия нанокластеров, наноструктур и наноматериалов // М.: КомКнига, 2006, 592 с

Влияние рабочего давления при магнетронном распылении на структуру и электрохромные свойства WO3

Щур П.А.
Научный руководитель — к.х.н. Шашкеев К.А.
МАИ, Москва
shur-pavel@mail.ru

В настоящее время электрохромные материалы привлекают значительное внимание для использования их в оптических устройствах различного типа: умных окнах, световых жалюзи, элементах отображения информации и зеркалах переменного отражения.

В настоящей работе исследованы электрохромные покрытия на основе неорганического (WO3) электрохрома, а также комбинированные системы, содержащие органический электрохром (метилвиологен) в составе электролита.

Методом магнетронного распыления были получены двухслойные покрытия ITO/WO3 на полимерной плёнке общей толщиной не более 670 нм и интегральным коэффициентом пропускания в видимой области не менее 70%. При этом изменение поверхностного

сопротивления слоя ITO после нанесения покрытия WO3 составило менее 10%. На основе полученных двухслойных ITO/WO3 покрытий были подготовлены электрохромные ячейки.

Исследовано влияние давления и состава газовой смеси на структуру, оптические и электрические свойства покрытий. Выявлено, что при увеличении содержания O2 в газовой смеси при нанесении ITO покрытия уменьшается поглощение света в видимой области спектра. Было найдено содержание кислорода в газовой смеси, равное 9%, при котором наблюдается оптимальное соотношение максимального пропускания (77%) и минимального поверхностного сопротивления (15 Ом/□) покрытий на полимерной пленке.

Уменьшение значения показателя преломления с увеличением рабочего давления свидетельствует об уменьшении плотности (повышении пористости) покрытия. Основные параметры рельефа поверхности двухслойного покрытия для образцов, полученных при различном рабочем давлении, определены с помощью АСМ.

Направление №6 Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение

Секция №6.1 Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение

Поиск и детектирование человека при помощи вертикального строба

Хлебцов Р., Карунный Я.В.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Ким Н.В.
МАИ, Москва
khlebtsov_roma@mail.ru

Во многих современных технических системах, в частности, в охранных системах, требуется автоматическое обнаружение движущегося человека (объекта интереса - ОИ). Актуальность решаемой в данной работе задачи – разработка алгоритмов обнаружения движущегося человека состоит в том, что необходимо разработать алгоритм обнаружения, который может быть реализован на наиболее дешёвой вычислительной технике.

Сложность создания подобных алгоритмов состоит в необходимости идентификации ОИ по совокупности движений различных объектов, выделяемых из принимаемой видеопоследовательности. Так, изображение идущего человека состоит из набора отдельных элементов (рук, ног, головы, туловища), которые двигаются по различным траекториям.

Для обнаружения движения был использован алгоритм выделения оптического потока Лукаса-Канаде в виду простоты математических соотношений и его эффективности. Для классификации движения ОИ были использованы алгоритмы выделения локальных особенностей ОИ через детекторы и дескрипторы углов. В качестве детекторов были использованы: детекторы Харриса, Shi-Tomaci и FAST, а в качестве дескрипторов – SIFT и SURF. Детекторы углов позволяют выделить наиболее характерные и устойчивые точки на фигуре человека, что, в свою очередь, обеспечивает однозначность обнаружения ОИ.

Проведённое моделирование подтверждает реализуемость и эффективность предложенных выше способов решения указанных проблем. В процессе исследований были определены требования к аппаратной части систем видеонаблюдения и условиям наблюдения. Дальнейшие исследования будут направлены на оценки возможных ошибок детектирования.

Методика оценки опасности полетной ситуации

Акбашев Д.О.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Алексеенков А.С.
МАИ, Москва
akbashev-d@mail.ru

При текущем развитии военной авиации и повышении сложности как конструкции, так и управления современных летательных аппаратов (ЛА) проблема обеспечения безопасности полетов (БзП) имеет большую актуальность.

Анализируя существующие на данный момент методы и средства снижения аварийности, например, представленные в Руководстве по управлению безопасностью полетов Doc 9859 AN/474, можно заключить, что для снижения аварийности требуется разработка новой прямой методики обеспечения БзП. В основе решения данной задачи

лежит моделирование процесса выполнения полета при различных способах управления авиационным комплексом с учетом воздействия различных источников опасности.

Новая методика должна отличаться от классической, имеющей, в основном, профилактическую направленность, и подразумевать разработку:

- методического подхода к построению информационной модели полетной ситуации;
- методики и алгоритмов, позволяющих получать количественные оценки опасности текущей полетной ситуации на основе моделирования процесса полета при различных способах управления авиационным комплексом (АК);
- алгоритма определения наименее опасной траектории из множества возможных траекторий, достигающих цели.

Основными методами используемыми при создании указанной выше методики являются методы теорий вероятностей, оптимального управления, случайных функций, а также методы математической статистики, исследования операций и математического моделирования.

Опасность полетной ситуации (ПС) по физическому смыслу отражает возможность или угрозу гибели АК на прогнозируемом интервале времени. Поэтому, опасность ПС можно охарактеризовать вероятностью гибели АК на прогнозируемом (рассматриваемом) интервале времени полета. Указанная вероятность должна учитывать не только мгновенные (текущие) воздействия на АК, но и прогнозируемые (неблагоприятные и защитные) воздействия.

Таким образом, опасность полета рассматривается как вероятность непреднамеренной гибели АК в процессе всего полета. Кроме того, величина опасности ПС зависит от интервала прогнозирования, частоты и мощности неблагоприятных воздействий на АК и его способности противодействовать им.

В работе рассмотрен подход к количественной оценке опасности ПС, а также определению способов оптимального управления АК с минимизацией опасности в процессе достижения цели. Как показывает авиационная практика, большинство АП происходит по вине «человеческого фактора», когда экипаж не в состоянии осуществлять адекватное (в соответствии с реальной полетной ситуацией и ее опасностью) управление. В связи с этим внедрение данной методики в бортовые системы обеспечения безопасности полетов (СОБП) позволит существенно уменьшить вероятность гибели АК.

Электропривод авиационной тактической ракеты

Алпацкий Г.Г.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Степанов В.С.
МАИ, Москва
genadichg@mail.ru

Современная управляемая ракета боевого назначения – это беспилотный летательный аппарат с реактивным двигателем, снабженный зарядом взрывчатого вещества и оснащенный специальной аппаратурой системы наведения и управления, позволяющей руководить его полетом.

Система управления полетом беспилотных летательных аппаратов неосуществима без автоматических устройств. Такие устройства практически во всех случаях функционируют за счет электрических приводов.

Электропривод используется для управления рулевыми аэродинамическими поверхностями сопровождения в приборных и вычислительных устройствах и т.п.

В большинстве случаев, электропривод систем управления является следящей системой, которая состоит из исполнительного элемента (двигателя), преобразующего электрическую энергию в механическую, усилительно преобразовательных устройств и датчиков положения.

Основной задачей данного проекта являлось проектирование электромеханизма привода блока рулевых приводов тактической авиационной ракеты класса «воздух - поверхность» по характеристикам прототипа блока рулевых электрофрикционных механизмов, а также улучшение его динамических и массогабаритных характеристик.

Проектирование включало в себя:

- выбор конструктивной схемы;
- расчет основных параметров электродвигателя;
- расчет основных параметров редуктора;
- определение компоновки электромеханизма привода;
- полная конструкторская проработка

Спроектированный электромеханизм имеет хороший запас по динамике, так как электродвигатель был рассчитан с двойным запасом по максимальному моменту. Привод устойчив в рабочей области АФЧХ. Электропривод имеет меньшие габариты и массу в отличие от прототипа, что дает возможность использовать освободившееся место для блоков иного назначения, либо увеличения дальности полета ракеты. Массовые характеристики, рассчитанные в САПР Solidworks 2017, были улучшены по сравнению с требуемыми на 16 кг.

Электропривод имеет меньшие габариты и массу в отличие от прототипа, что дает возможность использовать освободившееся место для блоков иного назначения, либо увеличения дальности полета ракеты.

Многофункциональный шестиколёсный робот-манипулятор. Конструкция

Андрющенко А.В., Кривденко И.В., Орлов В.С.
Научный руководитель — к.т.н. Ломанов А.Н.
РГАТУ им. П.А.Соловьева, Рыбинск
Andreyyes@mail.ru

Существуют задачи, выполнять которые человеку небезопасно или неудобно. Например, к таким задачам относится движение в труднодоступных местах – всевозможных завалах, труднопроходимой местности или на загрязнённых территориях (например, химически опасными веществами). В таких случаях необходимо применение специальных роботов. В самом простом случае робот может состоять только из платформы с колёсами и модуля управления. Но такие роботы применяются крайне редко. Как правило робот оснащается дополнительным оборудованием.

В настоящее время на рынке представлены самые разнообразные роботы, однако у них есть ряд недостатков – низкая проходимость, высокая цена и скудный функционал. В связи с этим перед командой разработчиков была поставлена задача разработки такого робота для движения по пересечённой местности. Робот также должен иметь возможность захватывать и перемещать предметы, двигаться в автономном режиме и, конечно, передавать изображение с видеокамеры на пульт оператора. При этом себестоимость робота должна быть низкой.

Учитывая специфику применения робота, в качестве основы была выбрана шестиколёсная платформа Dagu Wild Thumper 6WD. Эта платформа изготовлена из алюминия толщиной 2 мм, имеет шесть ведущих колёс, независимую подвеску каждой оси, а также шины с внедорожным протектором. Конструкция платформы позволяет ей не только преодолевать различные препятствия на земле, но даже взбираться по лестницам.

Для того, чтобы иметь возможность захватывать предметы, на роботе должен быть установлен манипулятор. Для этих целей был выбран Makeblock Robot Arm. Данный манипулятор также изготовлен из алюминия, приводится в действие мощным двигателем с редуктором и позволяет захватывать предметы шириной до 67 мм. К недостаткам этого манипулятора можно отнести наличие всего одной степени свободы – наклон/опускание. Поэтому было принято решение доработать его конструкцию и реализовать возможность поворота манипулятора вокруг оси установки.

Вращение удобно осуществлять с помощью сервопривода с углом поворота 270 градусов. Поскольку конструкция манипулятора имеет значительный вес (~800 грамм) то для более плавного движения потребовалось установить подшипник. Таким образом вся нагрузка ложится не на вал сервопривода, а на подшипник. Это продлевает срок службы сервопривода и исключает перекос манипулятора.

Оператор должен иметь возможность видеть то, что происходит вокруг робота, даже если он не находится в зоне прямой видимости. Для этих целей на роботе были установлены видеокамеры. Главная камера имеет угол обзора 170 градусов и установлена в верхней точке робота на поворотном кронштейне. Это позволяет осматривать окружающее робота пространство без необходимости передвижения. Дополнительная камера установлена на манипуляторе робота. Она служит для более точного позиционирования манипулятора. Ещё одна камера установлена в передней части робота. Она расположена ниже основной камеры и всегда направлена вперёд, что позволяет подъезжать к объектам более точно. Также рядом с этой камерой установлены светодиодные фары, которые улучшают видимость в сложных условиях. Видеопередатчик с частотой 5,8 ГГц и мощностью 2000 мВт позволяет передавать изображение на значительное расстояние.

Для реализации автономного движения робот оборудован рядом датчиков. Спереди, слева и справа на роботе установлены датчики измерения расстояния. Применяются инфракрасные и ультразвуковые датчики, которые можно переключать в зависимости от особенностей местности для получения более точных результатов.

Одна из задач робота – движение по линии. Чтобы реализовать эту возможность, необходимо установить инфракрасные датчики на расстоянии ~5 мм от земли. Однако, поскольку робот большую часть времени будет двигаться по пересечённой местности, эти датчики будут мешать движению робота и окажутся повреждены. Чтобы этого не происходило, необходимо предусмотреть возможность убирания датчиков в то время, когда они не требуются. Это решается с помощью сервопривода. Инфракрасные датчики устанавливаются на пластине, которая при помощи сервопривода поднимается с земли и убирается внутрь корпуса робота. Таким образом при движении по пересечённой местности никакие детали робота не выступают из корпуса.

В настоящее время собрана первая версия робота, ведутся работы по анализу конструкции и выявлению недоработок, осуществляется проектирование следующей версии.

Разработка комплекса автоматизации мониторинга наземных нефте- и газопроводов с использованием БЛА

Артамонов А.А., Панфилов Е.Д., Клунко Д.А.
Научный руководитель — к.т.н. Бодунков Н.Е.
МАИ, Москва
axndr-AAA@yandex.ru

В настоящее время, в России и за рубежом уделяется большое внимание задаче мониторинга состояния нефтяных и газотранспортных систем большой протяженности. Такого рода объекты зачастую расположены в труднодоступных районах, поэтому одним из наиболее эффективных способов их контроля представляется мониторинг с использованием автономных беспилотных летательных аппаратов (БЛА). При этом под автономными будем понимать аппараты, способные принимать решения без участия оператора, например:

- обнаружение критических ситуаций: непроектное положение газопровода и объектов инфраструктуры, эрозия почвы, присутствие посторонней техники и людей и т.п.;
- изменение траектории полета для уточнения класса критической ситуации с использованием дополнительного оборудования (например, газоанализаторов и многоспектральных камер);

• оповещение служб, соответствующих конкретным классам ситуации (например, вызов охраны при обнаружении проникновения или инженерной службы при обнаружении дефектов трубопровода).

Существующие на рынке решения указанных задач, использующие БЛА, предполагают постобработку полученных бортовой камерой изображений и наличие квалифицированного оператора.

Нами предлагается облик программно-алгоритмического комплекса, позволяющего в автоматическом режиме решать задачи мониторинга с использованием элементов анализа ситуации. Под анализом здесь понимается классификация ситуации, например: изменение положения трубы, изменение окружающего ландшафта, обнаружение и классификация сторонних объектов в санитарной зоне трубопровода и т.д. Атрибуты на основе которых будет производится анализ ситуации включают: оптический поток, ландшафт, полученный на основе анализа оптического потока, семантическое описание предполагаемых ситуаций.

Таким образом, описанный выше комплекс подразумевает реализацию двух взаимосвязанных подсистем. Первая подсистема, проводя анализ оптического потока, формирует матрицу высот подстилающей поверхности и выделяет движущиеся объекты. Вторая подсистема, обрабатывая результаты первой, производит семантическое описание ситуации и принимает соответствующие решения, например, снижение над некоторым участком местности для более детального изучения или вызов на этот участок обслуживающего персонала.

Предлагаемый комплекс позволит существенно уменьшить информационную нагрузку на оператора и повысить автономность и производительность мониторинга.

3D принтеры в образовании

Артамонов Е.А., Солосятов Д.И.
МАИ, Москва
artamonov_ea@sch2001.ru

3D-печать – современная технология, которая позволяет воплотить в жизнь самые нестандартные идеи.

Всего несколько лет назад далеко не все могли позволить себе обычный принтер, а уже сегодня в магазинах всё чаще и чаще можно увидеть современные 3D-принтеры. А самое главное, что такие принтеры появляются и в образовательных организациях.

Трёхмерные модели – удивительные учебные пособия, которые облегчают понимание сложных структур. Ведь можно распечатать 3D-мозг, планету – всё, что хотите. Этим можно привлечь внимание класса и вдохновить ребят практическим обучением науке, технике или тому, что вы решите напечатать.

3D-печать:

- соединяет полученные знания и фактические навыки учеников. Ведь результат работы можно просто взять в руки, ощутить его реальность, провести анализ и скорректировать ошибки.

- побуждает к научно-техническому творчеству: процесс печати – это магия. Вещи возникают из ничего. Школьникам становится интересно, как же это происходит. Начинается процесс изучения и занятий научно-техническим творчеством. Появляются инженерные проекты.

- мотивирует работать в команде: нет ничего невозможного, когда дети и современные технологии работаю как одно целое. Методы обучения работы на 3D-принтере носят коллективный, исследовательский характер. Дети учатся взаимодействовать друг с другом и открывают мир вместе.

- делает учёбу увлекательным процессом: 3D-принтер – отличный способ сделать процесс обучения более эффективным и эмоциональным за счёт наглядности, На нём легко можно печатать кристаллические решетки, элементы скелета животных и человека, детали для физических установок, геометрические фигуры.

- помогает полюбить геометрию: знания, полученные по разным каналам восприятия информации, лучше усваиваются. Сочетание логического и образного способов освоения информации и объяснение математических, геометрических теорем с напечатанными на 3D-принтере фигурами гораздо проще и доступнее для понимания, нежели текст из учебника.

- открывает новые способы мышления: в наше время дети окружены технологиями, но 3D-принтер переносит это на другой уровень образного мышления. Ведь новые невообразимые формы и передовые технологии появляются прямо на мониторе компьютера.

- развивает творческие умы: благодаря трёхмерной печати, студенты могут позволить своему воображению работать на максимальной мощности.

- готовит будущих инженеров: школах с научно-техническим уклоном 3D-устройства могут применяться для изучения робототехники, машиностроения, конструирования, радиотехники и других дисциплин.

Совсем недавно чудом техники считались интерактивные доски, а уже сейчас они успешно используются во всех образовательных организациях столицы. 3D-принтеры тоже могут быть полезны в самых различных областях. Осталось только внедрить в повседневную учебную жизнь современные принтеры для современного поколения.

Гибкий обмен данными между устройствами согласно концепции «интернет вещей» в подсистеме «умный дом»

Аханкина А.И.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Шилов В.В.
МАИ, Москва
angelikaigorevna@gmail.com

В последние годы происходит активное развитие не только интеллектуальных устройств, но и самой концепции их работы. Стремление к тесной интеграции виртуальных умных технологий в повседневный быт способствовало становлению концепции «интернета вещей», подразумевающей объединение виртуальных и физических объектов с целью их взаимодействия по сети интернет [1, 2]. Известны два варианта проектирования современных систем «умный дом». В первом случае все устройства подключаются через Wi-Fi роутер к облачному серверу и взаимодействуют с ним напрямую. Второй вариант протоколирования системы основан на использовании централизованного устройства. Все компоненты системы подключаются к нему по Wi-Fi. С облаком взаимодействует централизованное устройство.

В докладе описывается спроектированная и реализованная подсистема смешанного типа. В этом случае помещение разбивается на зоны, в каждой из которых на месте выключателя света устанавливается устройство – компонент подсистемы, включающей в себя освещение, видеонаблюдение, роутер и в то же время служащий центром умного дома. Основным средством аппаратной реализации выбрана программируемая плата RaspberryPi 3. Все вспомогательные устройства выбраны по принципу совместимости с платой. Программная часть включает программирование клиента, облачного и локального сервера, web-сайта и мобильного приложения. Для обеспечения безопасности передачи данных разработан протокол, защищающий систему от внешних атак. В основе защиты – шифрование команд управления устройствами, не допускающее перехвата управления. Разработанная гибкая и защищённая подсистема умного дома позволяет оптимально настроить взаимодействие между её компонентами. Так, измерения, проведенные в ходе тестирования и опытной эксплуатации, показали, что разница во времени отклика между подключением выключателя света к интернету напрямую и подключением через роутер составляет более 30% в пользу прямого подключения к интернету.

Приведем один из сценариев ее поведения. В помещении имеются 4 камеры, датчики движения. Программный код камер содержит сценарий, запрограммированный так, что 5 дней в неделю с 9:00 до 20:00 часов, при обнаружении движения, датчик посылает сигнал на

ближайшую камеру, которая затем отправляет уведомление на смартфон. Помимо этого, отправляется сигнал на остальные камеры, и каждая из них загружает в приложение архивную видеозапись за последние 15 минут. Этот сценарий позволяет своевременно сообщать о возможных нежелательных посетителях; он может быть дополнен более серьёзными мерами защиты, например, блокировкой окон и дверей.

Реализованная подсистема соответствует концепции интернета вещей. Целесообразно различное применение компонентов умного дома, от управления жилыми помещениями, в котором важны экономия электроэнергии и простота управления, до организации умного рабочего пространства, в котором окружающие устройства адаптированы под конкретное производство и работают на максимальную производительность. Возможность взаимодействия устройств через интернет позволяет строить гибкие автономные системы, способные решать полный спектр задач различной сложности, связанных с безопасностью, комфортом и экономией ресурсов.

Литература

1. Грингард С. Интернет вещей. Будущее уже здесь / Грингард С. – М.: Альпина Паблишер, 2017. – 188 с.

2. Weber R.H., Weber R. Internet of Things: Legal Perspectives / Weber R.H. – Geneva: Springer, 2010. – 130 p.

Использование средств компьютерного моделирования для разработки адаптивного авиационного катапультного устройства авиационных управляемых ракет

Беклемищев Ф.С.

Научный руководитель — доцент, к.т.н. Тихонов К.М.

МАИ, Москва

philipsmsk@gmail.com

Повышение уровня обороноспособности страны является актуальной задачей. В настоящее время существует необходимость в создании принципиально новых образцов военной техники, которые призваны помочь в реализации возможности отделения находящихся на вооружении и перспективных авиационных управляемых ракет (АУР) от адаптивного авиационного катапультного устройства (ААКУ). Создание подобного типа устройства продиктовано невозможностью обеспечения требуемых параметров и безопасного отделения всей номенклатуры АУР от существующих АКУ в широком диапазоне скоростей, высот современных самолётов-носителей.

Использование средств компьютерного моделирования на начальных этапах разработки позволяет улучшить качество разрабатываемого устройства, оценить его тактико-технические характеристики, сократить стоимость выполняемых работ, в том числе благодаря сокращению доли натурных испытаний. Такой подход приобретает всё большую практическую ценность, учитывая мощное развитие подобных инструментов в последнее время.

В данной работе представлены результаты по разработке ААКУ на этапе компьютерного моделирования, включающие решение следующих задач:

- разработку модели исполнительной части ААКУ в среде динамического моделирования SimInTech, которая включает в себя: пирогидравлический аккумулятор давления, гидродвигатели, гидроаккумуляторы, электрогидравлические усилители, постоянные дроссели, предохранительные клапаны и учёт проводимости подводящих каналов, а также системы управления толкающими усилиями в точках подвески АУР, которые зависят от массово-инерционных характеристик изделия и внешних аэродинамических нагрузок;
- проведение оценочного расчёта эффективных площадей толкающей и тормозящей полостей гидроцилиндров-толкателей с учётом допустимых перегрузок самолёта-носителя

во время процесса отделения, требуемой вертикальной скорости, хода толкателя и массы изделия;

- разработку упрощенной динамической модели ААКУ и моделей АУР из существующей номенклатуры изделий в программном комплексе автоматизированного динамического анализа многокомпонентных механических систем EULER с использованием возможности интеграции со средой SimInTech.

По результатам выполнения компьютерного моделирования сформулированы основные конструктивные требования к ААКУ. Для дальнейшего уточнения разработанных моделей необходимо проведения следующего этап разработки – этапа полунатурного моделирования.

Возможности использования класса беспроводных сенсорных сетей для систем военного назначения

Белкин В.Д.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Терентьев М.Н.
МАИ, Москва
belkin-vd@mail.ru

Беспроводная сенсорная сеть (БСС) - распределённая, устойчивая к отказам беспроводная система, состоящая из миниатюрных узлов с датчиками.

Анализируя историю возникновения и развития БСС, становится очевидно, что первоначальная специфика технологии заключалась в её военном предназначении. Однако, вследствие недостаточного развития микроэлектроники и её дороговизной, а также уступающей возможностью коммерциализации военных продуктов в сравнении с гражданскими, идея военного применения была утрачена. БСС активно стали развиваться для гражданских нужд, находя новые области применения, в которых БСС решают задачи управления: отоплением, вентиляцией и освещением; позиционирования: обнаружение объектов и идентификация; мониторинга объектов и систем: промышленного оборудования, сельскохозяйственных угодий, физиологического состояния человека.

Первым проектом БСС, связанным с военной областью, являлся проект агентства DARPA - «Smart Dust» (Умная пыль), фантастическая идея которого так и осталась в конце 90-х годов 20-го века. С этого момента о прикладных военных проектах, связанных с БСС говорить не приходится в виду их отсутствия.

Однако, с момента возникновения БСС, миниатюризация аппаратных компонентов узлов (мотов) достигла небывалого уровня, повысилась производительность и энергоэффективность микропроцессоров. Аппаратная составляющая узлов стала доступной в цене, появились стандарты на класс БСС, а также проведены исследовательские работы ведущих университетов мира в области данной технологии. В совокупности, это позволяет говорить о следующих преимуществах рассматриваемого класса сетей на сегодняшний день:

- надежность. Способность к самоорганизации – поиску альтернативных маршрутов передачи пакетов.
- энергоэффективность. Срок работы узлов без замены элементов питания может исчисляться месяцами, а в случае наличия альтернативных источников энергии узлы могут быть полностью автономными.
- доступность. Узлы состоят из маломощных вычислительных компонентов, что приводит к низкой стоимости узлов и всей сети в целом.
- автоматическое функционирование. Автоматическая организация сети и минимальные требования к её техническому обслуживанию.
- миниатюризация. Возможность размещения узлов на элементы сложных механизмов и объекты окружающей среды.

Несмотря на наличие всех составляющих, имеются нерешенные задачи класса БСС. Тем не менее, на сегодняшний момент уже апробированы недавние пилотные проекты БСС связанные с военной областью. Пример такой БСС – развёрнутая сеть на базе ВВС США во

Флориде, задачами которой является распознавание металлических движущихся объектов на периметре аэродрома и обнаружение живых объектов в близлежащих окрестностях. Используемые в составе БСС узлы включают в себя магнитоэлектрические и температурные датчики. Существует несколько других военных применений БСС (с аналогичными задачами), развернутых силами военного альянса НАТО в Афганистане.

Вооружённым силам и силовым структурам РФ, класс БСС может быть интересен, и применен для решения задач военного назначения и использоваться как:

- инструмент наблюдение за театром военных действий
- инструмент мониторинга территорий, периметра административных зданий и министерств, гуманитарных коридоров
- инструмент мониторинга важных объектов инфраструктуры: мосты, сооружения, ТЭС, АЭС и компонентов этих объектов (к примеру: подшипники, коробки передач, агрегаты систем) с возможностью оценки оставшегося срока эксплуатации
- инструмент разведки живой силы и обнаружения движущихся технических объектов противника (к примеру, по анализу звука от гусеничного или колесного движения можно определить вид бронетехники)
- инструмент обнаружения радиационной, химической и биологической атаки
- инструмент мониторинга физиологического состояния членов боевого подразделения и их локальное позиционирование на местности (без использования систем GPS/ГЛОНАСС)
- инструмент оперативной коммуникации между участниками подразделения (быстро разворачиваемая обеспеченная механизмами шифрования связь в местах активных боевых действий)

Описанные преимущества БСС, а также минимальные затраты по проектированию и обеспечению сети позволяют использовать БСС как эффективное дополнение к существующим традиционным методам мониторинга, позиционирования, обнаружения и разведки в интересах ВС РФ и силовых структур.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 17-08-01641 А)

1. Падалко С.Н., Смирнов О.Л., Терентьев М.Н. Метод самоорганизации дискретной беспроводной сети с двумя активными фазами. - Электросвязь. 2017. №9. с. 54.

Анализ свойств контура наведения головки самонаведения при различных условиях полёта

Бернацкий К.С.
Научный руководитель — Беклемищев Ф.С.
МАИ, Москва
repolog@mail.ru

В настоящее время системы, применяемые в технических устройствах, постоянно усложняются. Ввиду этого, технологически труднореализуемые системы имеют высокую стоимость, что делает проводимые испытания неэкономичными. Для того чтобы избежать на этапе эксперимента выявления серьезных просчётов при проектировании, активно применяются инструменты математического моделирования, которые на данном этапе присущи любым областям, так или иначе связанным с решением инженерных задач. По причине недостаточной степени развитости и распространённости отечественных программ, до недавнего времени математическое моделирование выполнялось в зарубежных программных комплексах. Постепенно на смену им приходит российская среда динамического моделирования SimInTech.

Для проведения исследования в среде SimInTech сформирована математическая модель контура наведения головки самонаведения (ГСН) ракеты класса «воздух-воздух», имеющей активный радиолокационный способ наведения, преимущественно используемый для ракет большой дальности. В рамках данной работы проведён анализ свойств контура наведения

при различных режимах полета ракеты. Маневренность ракет большой дальности хуже, чем у ракет малой дальности, соответственно для них оптимальный способ наведения описывается законом пропорционального наведения, позволяющим избежать больших перегрузок на протяжении всей траектории полета авиационного средства поражения (АСП). Канал управления вырабатывает потребное и оптимальное трансверсальное ускорение ракеты, определяемое через угловую скорость линии визирования. Для снижения объема и сложности математических вычислений в головке самонаведения (ГСН) используется упрощенный метод вычисления, который не учитывает измеренного трансверсального ускорения цели.

По результатам моделирования получены следующие результаты:

- определено оптимальное значение навигационный константы, при котором будет вырабатываться оптимальное ускорение ракеты, а пеленгатор не будет отклоняться на запредельные углы поворота. Отклонение пеленгатора на запредельные углы приводит к срыву наведения;
- представлены зависимости максимальной перегрузки ракеты от ракурса цели и угла поворота пеленгатора от ракурса цели при разных значениях её перегрузки. Данные зависимости указывают на правильность выбора оптимального значения навигационной константы.

Рыбин В.В., Моделирование нестационарных непрерывно-дискретных систем управления спектральным методом в системах компьютерной математики, Москва, Издательство МАИ 2011 год. С. 134-170.

Разработка электромеханического привода блока рулевых приводов

Бойко Л.М.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Самсонович С.Л.
МАИ, Москва
smolke32@yandex.ru

При проектировании электромеханизма поступательного действия оптимальным вариантом построения системы является: двигатель + передача преобразующая вращательное движение в поступательное.

Появление новых разработок высокомоментных двигателей, с меньшими массогабаритными параметрами при сохранении мощности, позволяет без промежуточных передач реализовать данную схему. В результате чего КПД такого привода возрастет.

Наиболее оптимальной передачей преобразующей вращательное движение в поступательное является шарико-винтовая передача. Однако недостатком этой передачи является сложность изготовления гайки. С целью упрощения изготовления шарико-винтовой передачи, данная передача будет включать в себя гладкую гайку с вложенным в него сепаратором с шариками.

Использование шарнирного крепления двигателя к корпусу изделия повышает эффективность электромеханизма поскольку на гайке следящего элемента не наблюдается значительных моментов. Это связано с тем, что винт и электродвигатель свободно следуют за движением гайки следящего механизма, которая соединена с установочной осью. Это приводит к тому, что любая специальная поддержка гайки следящего устройства в продольном направлении становится излишней, что приводит к уменьшению количества деталей конструкции. Что в итоге приводит к: упрощению сборки конструкции и уменьшению массы.

Испытания данного привода, а именно снятия статических и динамических характеристик производят на стенде. Стенд состоит из: блока управления, испытуемого привода, рычага, датчика момента, нагрузочной тормозной муфты, инерционного диска, качалки с грузами и датчика угла. В результате использования готовых покупных изделий, стоимость изготовления стенда уменьшается, что ведет к общему удешевлению разработки.

Использование среды динамического моделирования SimInTech при моделировании

Бородай И.Ю.
Научный руководитель — Беклемищев Ф.С.
МАИ, Москва
jiini1797@gmail.com

Важным этапом при разработке технических систем в настоящее время является этап имитационного компьютерного моделирования. При реализации этого этапа применяются различные программные комплексы, которые позволяют заменить реальное устройство его математической моделью и осуществить выполнение необходимых расчётов с получением определенных характеристик системы.

Данные программные комплексы содержат в себе инструменты, позволяющие осуществить построение математической модели в виде блоковой диаграммы. К таким комплексам относятся зарубежные среды Matlab/Simulink, LabVIEW, Hopsan, Scilab, VisSim и другие. Наряду с зарубежными представителями есть и отечественные программы подобного класса, такие как: МИК, ПА9, CLASSiC, SimInTech (ранее – ПК «МВТУ») и другие [1]. Среды разработки в подобных программных комплексах имеют библиотеки стандартных блоков (модулей), предназначенных для проектирования сложных систем. Данные блоки, помимо математического описания процессов, могут учитывать логику и режимы работы проектируемой системы. Графический интерфейс среды предполагает соединение блоков между собой линиями связи, не только для отображения схематичного представления общего вида всей системы, но и для определения связей между входными и выходными значениями блоков. Наиболее развивающимся программным комплексом из числа отечественных представителей является среда динамического моделирования SimInTech.

В данной работе рассмотрен процесс построения моделей гидроприводов [2] с использованием SimInTech при помощи следующих способов:

- с помощью блоков из библиотек «Источники», «Операторы», «Функции» и «Динамические»;
- с помощью блоков из библиотеки «Гидро- и пневмсистемы»;
- с помощью языка программирования.

Модели гидроприводов созданы как с учётом сжимаемости жидкости и инерционных характеристик, так и без него. Проведено также сравнение результатов, полученных в ходе моделирования, для идентичных моделей, построенных разными способами. Даны рекомендации при построении моделей гидроприводов в SimInTech.

Список литературы:

1. Карташов Б.А., Шабаев Е.А., Козлов О.С., Щекатуров А.М. Среда динамического моделирования технических систем SimInTech: Практикум по моделированию систем автоматического регулирования. – М.: ДМК Пресс, 2017. – 424 с.
2. Андреев М.А. Математическое моделирование гидропривода: Учебное пособие. – на правах рукописи, 2017. – 61 с.

Вариант технического облика программно-аппаратного комплекса контроля

Воронин В.В., Инюшин А.П.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Захаров И.В.
МАИ, Москва
voronin.viktor.v@mail.ru

В непрерывно изменяющихся условиях технической эксплуатации (ТЭ) современных ракет происходит повышенный износ технического состояния измерителей системы наведения. Решением проблемы проверки их работы служит метод функционального

контроля (ФК), реализованный на базе программно-аппаратного комплекса, предложенного в [1].

ФК осуществляется путем использования метода подобия в совокупности с методом гармонического баланса теории автоматического управления.

Аппаратурная часть программно-аппаратного комплекса ФК обеспечивает все этапы процедуры ФК систем наведения ракеты посредством перевода подсистем ракеты в рабочее положение, формирует команды пуска, подает на ракету первичное стимулирующее воздействие, синхронно снимает информацию с контрольных точек систем наведения ракеты для последующей обработки согласно методам ФК.

С целью выполнения выше описанных операций аппаратурная часть программно-аппаратного комплекса ФК содержит в себе: систему энергоснабжения, информационно-измерительную систему, излучатель в инфракрасном диапазоне длин волн, стенд гармонических колебаний (СГК).

Система энергоснабжения состоит из: источника сжатого воздуха, блока электропитания и коммутации, источника азота.

СГК осуществляет гармонические затухающие колебания корпуса ракеты, при которых с использованием информационно-измерительной системы происходит многоканальное считывание информации в реальном времени с контрольных точек системы наведения ракеты. С целью синхронизации процессов измерения и обработки информации при проведении ФК элементов систем наведения в составе информационно-измерительной системы программно-аппаратного комплекса ФК использован модуль синхронизации.

Таким образом, получено уникальное решение для оценки технического состояния контура системы наведения ракеты, увеличивающее методическую достоверность его контроля. Реализация метода ФК позволяет точнее определить состояние датчиков системы управления ракетой, что невозможно при использовании только штатных систем контроля.

Литература: 1. Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А. Технический облик и методическое обеспечение программно-аппаратного комплекса функционального контроля системы наведения управляемой авиационной ракеты класса «воздух-воздух» малой дальности. // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. №4. С. 103-110.

Применение роя беспилотных летательных аппаратов для обнаружения людей в экстремальных ситуациях

Гусаров А.С., Султанова М.И.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Финаев В.И.
ЮФУ, Таганрог
ffirnen@mail.ru

Актуальность разработки системы обусловлена тем, что за последние годы существенно расширилась область применения робототехнических систем, в частности беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) при проведении поисково-разведывательных работ, обследовании зданий, нефте- и газопроводов, в военной области и прочее. Эффективно развиваются исследования в области систем автоматического и автоматизированного управления движением робототехнических средств, а также развивается схемо-техническая база проектирования и изготовления робототехнических средств различных характеристик и свойств для практического применения в самых разных областях и при решении разных задач.

Рассматривается применение группы беспилотных летательных аппаратов для проведения поисковых работ в условиях неопределенности расположения объектов поиска. В качестве примера рассмотрено применение группы беспилотных летательных аппаратов для проведения поисковых работ в такой труднодоступной местности, как горный массив. Для решения задачи поиска применены тепловизоры. Тепловизоры являются полезной

нагрузкой для беспилотного летательного аппарата. Для управления полетом применен позиционно-траекторный метод управления.

Рассмотрен ряд аналогов, таких как задача обнаружения дефектов в инженерных коммуникациях, применение БПЛА в нефтегазовой отрасли, поиск людей с применением БПЛА.

Проведен анализ ряда проблем, связанных с групповым управлением, а так же поддержанием автономной, устойчивой связи между единицами роя. Предложены варианты решения проблем, а так же алгоритм управления поисковыми работами в труднодоступной местности.

Выполнено имитационное моделирование полёта девяти БПЛА, оснащенных тепловизорами для задачи поиска. Для поиска взята горная, труднодоступная местность, на которой имеются затерявшиеся люди, возможно частично скрытые в снегу, не способные передвигаться. Примеров подобных ситуаций привести достаточно много, взять, к примеру, гору Эльбрус, вершины которой отличаются случайными проявлениями непогоды, и отличающаяся тем, что там происходят достаточно частые случаи потери и гибели людей.

Капсульный минироботв медицине

Дмитриева Н.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Седанкин М.К.
МИРЭА, МГУПИ, МИТХТ, Москва
natalidmi18@ya.ru

Стремительное развитие робототехники в России и мире побуждает исследователей и инженеров к созданию перспективных медицинских робототехнических комплексов, применение которых в военном секторе позволит решить ряд важных стратегических задач:

- повысить уровень безопасности военно-медицинского персонала при оказании помощи и эвакуации раненых, уменьшить количество безвозвратных потерь и снизить риск инвалидизации;
- обеспечить использование телемедицины, сократить трудозатраты и риски, связанные с человеческим фактором и медицинской логистикой;
- обеспечить дистанционный мониторинг витальных функций организма и переход к превентивной и персонализированной медицине;
- повысить качество медицинской помощи, оказываемой в военных условиях и условиях мирной жизни;
- создать технологии и медицинские изделия двойного назначения.

При создании медицинских роботов необходима синергия специалистов не только робототехники, мехатроники и радиоэлектроники, но и других областей знания: теории искусственного интеллекта, программирования, computer science, когнитивной психологии, телекоммуникационных и информационных технологий, биомедицинской техники, инновационного менеджмента и многих других. Современные МРТК – это тераностические продукты междисциплинарного взаимодействия. Сегодня крайне актуальным является вопрос использования медицинских минироботов для диагностики и терапии. Сегодня крайне актуальным является вопрос использования медицинских минироботов для диагностики и терапии. Выполнены исследования прямой и непрямой туморицидной активности минироботa (автономного электростимулятора желудочно-кишечного тракта и слизистых оболочек) в краткосрочных и долгосрочных клеточных культурах. Проведенные исследования показали, что данный минироботобладает выраженным противоопухолевым эффектом в культурах клеток. Он достоверно снижает пролиферирующую активность клеток солидной и асцитной опухолей в культуре. Слабое электромагнитное поле, создаваемое минироботом, угнетает метаболизм, скорость пролиферации и значительно снижать колониеобразование опухолевых клеток, не влияя при этом на проницаемость клеточных мембран. Минироботповышает противоопухолевую активность клеток-фагоцитов (основных клеточных элементов естественного противоопухолевого иммунитета

организма), усиливая продукцию ими свободных радикалов кислорода, регистрируемых с помощью люминол-зависимой хемолюминесценции, и увеличивая продукцию клетками фактора некроза опухолей. Опираясь на полученные результаты, можно заключить, что минироботможет быть эффективным средством, повышающим резистентность организма к опухолям и усиливающим лечебный эффект известных химиотерапевтических препаратов.

Разработка электрогидравлического стенда динамического нагружения рулевого привода

Ермилов М.М.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Алексеенков А.С.
МА, Москва
mermil95@gmail.com

Задача создания и исследования приводов-нагружателей крайне актуальна.

В мире существует огромный ассортимент различных приводов-нагружателей. Для примера представлены несколько обобщающих конфигураций приводов-нагружателей:

1. Электрический привод-управляемая электромеханическая система, предназначенная для преобразования электрической энергии в механическую и обратно и управления этим процессом.
2. Гидравлический привод- совокупность устройств, предназначенных для приведения в движение машин и механизмов посредством гидравлической энергии.
3. Пневматический привод- совокупность устройств, предназначенных для приведения в движение частей машин и механизмов посредством энергии сжатого воздуха.
4. Электрогидравлические следящие приводы- служат для обеспечения пропорциональной связи между положением объекта управ¬ления и электрическим сигналом управления. Их принято условно делить на два вида: с электрическими обратными связями (ОС) и с гидромеханическими ОС. Условность такого деления объясняется тем, что часто электрогидравлические следящие приводы имеют комбинированные ОС: электрические и гидромеханические.

В данном проекте было проведено исследование именно гидравлического привода-нагружателя. Для этой цели составлена его математическая модель и получены характеристики. Кроме того, было проведено исследование влияния типовых нелинейностей на характеристики привода-нагружателя, что представлено ниже:

СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

В специальной части рассмотрена техническая возможность реализации привода–нагружателя с электрогидравлическим усилителем с линейным электродвигателем, выполнен расчет параметров гидроцилиндра, выбран ЭГУ, рассмотрена конструкция привода. В качестве объекта, на котором подтверждаются характеристики привода-нагружателя, в дипломном проекте выбрана пружина, имеющая заданный коэффициент жесткости, а также рассмотрен вариант с рулевым приводом. В специальной части приведены динамические и статические характеристики, а также исследование влияния типовых нелинейностей на выходные характеристики привода-нагружателя.

1 Техническое задание

Научным руководителем было выдано техническое задание на разработку электрогидравлического стенда динамического нагружения рулевого привода.

2 Разработка схемы стенда

В соответствии с предложенной схемой, выполнен расчет основных элементов привода-нагружателя, а также разработана его математическая модель. Среди таких элементов привода можно выделить: блок управления, гидроцилиндр, ЭГУ, объект нагружения.

3. Разработка математической модели

3.1. Описание модели

Моделирование работы привода проводилось в среде MATLAB 2014a. За основу при составлении модели были взяты компоненты библиотеки Simscape пакета Simulink. Данный подход широко применяется при математическом моделировании работы устройств гидроавтоматики, приводов и гидравлических систем.

Структурно математическая модель привода-нагружателя состоит из электронного блока управления, формирующего сигнал управления по сигналу ошибки, формируемому из заданного сигнала и сигнала обратной связи. Сигнал ошибки усиливается и подается в электрогидравлический усилитель, с линейным электродвигателем (ЭГУ с ЛЭД). Модель гидроусилителя включает в себя модель золотника, из среды Simscape, и модель ЛЭД, описанная звеном второго порядка. Входным сигналом является напряжение, диапазон изменения которого условно выбран равным -10В…+10В (в соответствии с управляющим сигналом на ЭГУ).

Гидроцилиндр закреплен на неподвижном нежестком основании и соединен с выходным звеном испытуемого привода или пружиной для отладки алгоритмов управления. Пружина в качестве объекта нагружения имеет собственную жесткость и демпфирование.

Масса подвижных частей учтена массой M, масса штока поршня учтена массой M1. Особенностью модели также является учёт объемов подводящих трубопроводов.

Измерение силы происходит идеальным датчиком силы, также представленным типовым блоком библиотеки Simscape. Перемещение штока регистрируется идеальным датчиком положения, взятым из указанной выше библиотеки.

В математической модели учитывается трение в гидроцилиндре и перекрытия в золотнике.

Рабочая жидкость при моделировании выбрана Dextron-III (по гидравлическим свойствам близка к АМГ – 10).

В целом, математическая модель состоит из двух частей: гидравлической и измерительной и части электронной (управления). Гидравлическая и измерительная части представлены элементами из библиотеки Simscape. Блок управления и модель ЛЭД собраны типовыми блоками.

В целом, полученная математическая модель показала адекватность своей работы, а характеристики привода-нагружателя в полной мере удовлетворили требованиям ТЗ.

Разработка алгоритма поиска аномального поведения человека в замкнутом помещении путем анализа видеоданных

Есаян Л.Г.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Ким Н.В.
МАИ, Москва
laurayesayan@gmail.com

В настоящее время широкое развитие получают системы автоматического контроля поведения людей (СКП), в частности, инвалидов, престарелых и др. Так, опасными для их здоровья и жизни могут оказаться падения, продолжительное нахождение в неподвижном положении и пр. СКП способны обнаружить случаи аномального поведения и своевременно сообщить соответствующим специалистам о возможной опасности для жизни человека.

Для внедрения СКП необходимо решить две проблемы. Большинство из существующих систем основаны на использовании видеокамер и датчиков, осуществляющих передачу информации на центральный компьютер (ЦК), где эта информация должна быть проанализирована. Внедрение подобных систем ограничивается высокой рыночной стоимостью всей системы в целом. Второй проблемой в решении поставленной задачи является определение, так называемого, аномального поведения человека, которое можно классифицировать как опасное для жизни.

Указанные выше проблемы предлагается решить за счет использования одной зафиксированной видеокамеры. Эффективность данного решения достигается путем

использования алгоритма, основанного на анализе оптического потока, который определяет изменение положения контролируемого человека путем сравнения текущего и предыдущего кадров принимаемой видеопоследовательности. Выделение интересующей нас области осуществляется попиксельным вычитанием одного кадра из другого. Для оценки аномального поведение вводится алфавит классов, представляющий совокупность параметров, характеризующих то или иное типовое положение человека в пространстве.

Результатом представленной работы является алгоритм, который, основываясь на данных, полученных с видеокамеры, достаточно точно классифицирует текущее пространственное положение человека. Проведен ряд модельных экспериментов, подтверждающих работоспособность предлагаемого подхода.

В соответствии с тем, что выдает программа, принимается решение о том, необходима ли наблюдаемому человеку помощь.

Концептуальный анализ направлений оптимизации роботизированных технологических процессов

Ефимов А.Ю.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Горькавый М.А.
КнАГУ, Комсомольск-на-Амуре
alexey.efimov.1996@gmail.com

На современном этапе развития промышленности можно наблюдать активную роботизацию производств. В большинстве случаев роботизация является экономически выгодным решением и, кроме того, она позволяет повысить качество продукции, снизить временные затраты на создание изделия, практически избавиться от брака и т.д. В связи с этим возникает необходимость оптимизации технологических процессов, в которых участвуют промышленные роботы. Учитывая высокие темпы развития данной сферы и небольшое количество проводимых на данный момент исследований, актуальность данной проблемы крайне высока.

Одной из наиболее обоснованных областей оптимизации является снижение энергопотребления промышленных роботов. Это обуславливается тем, что в большинстве случаев роботы выполняют операции круглосуточно и останавливаются лишь для смены оснастки, инструмента, технического обслуживания и т.д. Вследствие такой высокой загруженности, даже небольшое сокращение потребления энергии даст значительную экономию финансовых затрат.

Одним из основных способов снижения энергопотребления функционирующих роботизированных процессов является оптимизация управляющих программ. Под оптимальными управляющими программами понимаются программы, в которых намеренно снижено количество операций, слоев обработки, выбраны наиболее подходящие инструменты, типы обработки и т.д. Важным условием при этом является сохранение качества изготавливаемой продукции. В качестве критерия оптимизации используется основной фактор, влияющий на энергопотребление – это нагрузка на двигатели робота. В общем случае эта нагрузка зависит от массы оснастки, скорости движения робота, а также от его положения в рабочем пространстве.

Таким образом, чтобы решить задачу оптимизации, прежде всего необходимо определить секторы рабочей области, в которых нагрузка на приводы осей робота минимальна, а также найти значения скорости движения робота, при которых наблюдается наименьшее потребление электроэнергии.

Для решения этих задач необходимо собрать и обработать данные, включающие в себя показатели потребления при различных режимах функционирования объекта исследования.

Например, при постоянном положении остальных осей, измерить потребление энергии конкретной оси при движении ее в диапазоне допустимых значений. Далее провести аналогичные измерения при других значениях нагрузки на оси робота и скорости их

движения. Таким образом, получим репрезентативную выборку данных, которая позволит провести анализ. Измерения целесообразно проводить с помощью специальных устройств регистрации электрических параметров сети, например, CIRCUTOR AR6.

На первых этапах анализа необходимо визуализировать зависимость энергопотребления от ранее указанных параметров. Это позволит определить дальнейшие направления, в которых следует проводить исследования по предварительным результатам. Одним из эффективных способов обработки полученных в результате измерения данных в рассматриваемом случае является нейронная сеть. Такого рода инструмент изначально предназначен для обработки больших массивов данных и позволяет выявить нелинейные зависимости.

Полученные в ходе проведения анализа результаты могут найти применение на многих этапах создания изделий с помощью промышленных роботов. Например, в случае определения наиболее энергозатратных областей рабочего пространства, можно совершенствовать системы, предназначенные для создания управляющих программ или корректировать непосредственно управляющие программы с целью минимизации времени работы робота в указанных областях. Помимо энергосбережения, эти действия могут позволить снизить нагрузку на двигатели осей, что, в свою очередь, сократи их износ, снизит частоту технического обслуживания и т.д. Также результаты могут стать основой для различных интеллектуальных систем, нацеленных на оптимизацию работы промышленных роботов.

В данной статье была обозначена актуальность исследований в области оптимизации технологических процессов с применением промышленных роботов и кратко изложен один из возможных способов оптимизации. Была предложена методология проведения измерений и получения данных для дальнейшего анализа. Кроме этого, были предложены возможные способы использования результатов, полученных в ходе обработки данных. Несмотря на то, что методика выглядит достаточно простой, необходимо учитывая большой объем данных - их сбор и обработка на практике может оказаться достаточно сложной и трудоемкой задачей. Также необходимо отметить, что рассмотренная область оптимизации является не единственной и, для достижения ощутимой экономии, необходимо подходить к вопросу комплексно и проводить мероприятия по оптимизации на всех этапах изготовления изделий.

О возможности использования привода с диаметральной лопастной машиной для управления ЛА

Кутейникова Е.Н.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Самсонович С.Л.
МАИ, Москва
e.kuteynikova@gmail.com

В данной работе привод летательного аппарата (ЛА) на основе диаметральной лопастной машины рассматривается в качестве варианта воздушно-динамического привода, направленного на повышение энергоэффективности, улучшение аэродинамических характеристик и уменьшение массогабаритных характеристик [1].

Указанный привод размещается в аэродинамической поверхности и состоит из воздухозаборника, диаметральной лопастной машины с осью, на которой расположен электродвигатель, и канала сброса. Управление осуществляется изменением скорости вращения лопастной машины, от которого зависят тяга истекающего потока, изменение лобового сопротивления, а также обтекание потоком аэродинамических поверхностей. На эффективность такого управления оказывают влияние: компоновка привода и его геометрия. Определение этих параметров возможно экспериментально, или путем численного моделирования. По итогам работы [2] с помощью численного моделирования были определены основные геометрические соотношения диаметральной лопастной машины

(внешний и внутренний диаметры лопастей, угол загиба лопаток, параметры воздухопровода).

После установления требований к геометрии был проведен поиск рационального расположения привода и сравнение управляющих моментов предложенного привода и стандартных приводов с отклоняющимися поверхностями. Для этого были использованы две конструктивные схемы: одна на основе ЛА, оснащенного воздушно-динамическим приводом, другая на основе ЛА, с расположением привода перед элероном.

Для обоих схем были созданы модели в SolidWorks, которые затем были импортированы в ANSYS-CFD. Для оценки управляемости рассматривался момент относительно центра масс, создаваемый в одном случае отклонением элеронов и в другом истекающим потоком из диаметральной лопастной машины в сочетании с изменением лобовых сопротивлений.

По итогам обработки результатов моделирования были определены рациональные варианты расположения привода в аэродинамической поверхности, а также выработаны рекомендации по применению. Для каждой из рассматриваемых конструктивных схем существуют компоновки, в которых создаваемого момента достаточно для управления.

Для полного представления о возможностях предложенного привода следует рассмотреть другие возможные компоновки для определения лучшей конструктивной схемы. Перспективным также представляется изменению обтекания потока аэродинамических поверхностей при включенном электродвигателе.

Численное моделирование на этом этапе позволило провести сравнение предложенного привода с существующими, а также определить зависимость управляемости ЛА от размещения привода в крыле. Полученные результаты показывают, что рассматриваемые приводы могут рассматриваться в качестве варианта для управления ЛА.

Список литературы:

1.Самсонович С.Л., Лалабеков В.И.,Кутейкова Е.Н. Построение газодинамического привода, использующего кинетическую энергию набегающего потока / Известия ТулГУ. Технические науки, 2016, вып.12.4.4., стр.61-70

2.Кутейникова Е.Н. О построении привода, использующего энергию набегающего потока. // Гагаринские чтения-2017: XLIII Международная молодежная научная конференция: Сборник тезисов докладов: М.; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017. – М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 1479 с.

Исследование механизма самотормозящегося электромеханического привода

Куянов В.В., Воронин В.В.
Научный руководитель — Чубиков В.Н.
МАИ, Москва
vlad-kuyanov@yandex.ru

Важной проблемой разработчиков электромеханических приводов ЛА нового поколения является сокращение энергопотребления. Одним из технических решений, решающих эту проблему, является использование в структуре электромеханических приводов механизмов однонаправленного действия, которые способны удерживать объект управления в заданном положении при отключенном электродвигателе [1].

Сравнительный анализ механизмов однонаправленного действия, проведённый для их применения в электромеханических приводах, показал, что по массогабаритным и энергетическим показателям, параметрам, влияющим на динамику приводов, наилучшим образом поставленной задаче соответствуют муфты необратимого движения (МНД). Имеется весьма ограниченное описание вариантов конструкций и теоретических расчетов по определению геометрических размеров, массовых, инерционных, точностных и силовых параметров МНД [2]. В настоящее время промышленностью выпускается огромное количество различных муфт (например, муфты свободного хода, электромагнитные муфты и др.), а вот обнаружить реальные, промышленно выпускаемые образцы МНД с целью

исследования их использования в структуре электромеханических приводов, не удавалось очень долго.

Нами был найден промышленно выпускаемый механизм (производство Германии), в котором применена реальная конструкция МНД. Это механизм шуруповерта «Интерскол ДА-12ЭР-01», в механизме шуруповёрта имеется электродвигатель постоянного тока напряжением 12 В, мощностью 67 Вт; трехступенчатый планетарный редуктор с возможностью переключения скоростей; настраиваемая предохранительная муфта с выбором предельного момента, а главное – промышленно изготовленная муфта необратимого движения МНД. В функциях шуруповерта МНД не позволяет передавать вращение от шпинделя обратно в редуктор при ручном довороте саморезов или болтов при их закручивании моментом, значительно превышающим максимальный момент предохранительной муфты (28 Нм). Применённая муфта необратимого движения состоит из четырех основных звеньев: входного звена – вилки (сепаратора), выходного звена – звездочки, неподвижно соединённой с корпусом обоймы, и шести роликов. Муфта является реверсивной и при зафиксированной обойме вращающий момент от ведущего звена – вилки посредством трёх роликов передаётся на выходное звено – звездочку в одном направлении, а при реверсе – посредством трёх других роликов – в другом. При передаче вращающего момента в обратном направлении от выходного звена – звездочки на входное звено – вилку происходит заклинивание роликов между звёздочкой и обоймой и вращение на вилку 1 не передается.

Муфта была полностью разобрана, все элементы её конструкции (средний радиус звёздочки, диаметры и длины роликов, углы заклинивания и др.) исследованы, измерены и сравнены с теоретически рассчитанными параметрами для момента нагрузки до 80 Нм (такой момент может приложить оператор при ручной затяжке шуруповёрта). Проведённый анализ позволит внести коррекцию в некоторые теоретические расчеты при изготовлении МНД для предполагаемых электроприводов с выходными моментами от 80 до 1000 Нм

Список литературы

1. Электромеханические силовые мини-приводы для «более электрифицированного» самолёта / Н.В.Крылов, В.И.Лалабеков, И.И.Огольцов, С.Л.Самсонович, В.С.Степанов; Под ред.Самсоновича. – М.: Изд-во МАИ, 2016. - 360 с.: ил.

2. Самсонович С.Л., Чубиков В.Н., Красковский Н.Г. Сравнительный анализ механизмов однонаправленного действия для электромеханических приводов. Вестник МАИ. 2015, том 22, №2, стр.103-114.

Разработка программного обеспечения для систем группового управления мобильных роботов

Лапин Б.С.
Научный руководитель — доцент, д.т.н. Ермолов И.Л.
Станкин, Москва
mail@borislap.ru

В ближайшие годы групповое применение мобильных роботов для решения различных задач будет все более актуальным. Это обусловлено различными преимуществами, которые дает применение роботов в группе. К таким преимуществам относится: увеличение функциональных возможностей группы относительно одного ее члена, работа роботов в группе безотказнее работы одиночного робота, в некоторых областях применение группы мобильных роботов ведет к экономической выгоде, и пр.

Наряду с преимуществами, применение групповой робототехники осложнено высокой сложностью разработки системы группового управления, а также ее отладки.

На качество перемещения наземных мобильных роботов большое влияние оказывает взаимодействие движителя с грунтом. При этом координированное движение осложняется возможностью нахождения различных роботов, членов группы на участках с отличными

свойствами грунта. Возникает необходимость учета взаимодействия каждого агента группы с грунтом для выполнения согласованного движения.

С ростом сложности системы группового управления растет и вероятность сделать ошибку при разработке такой системы, а длительность процесса отладки многократно увеличивается. Такое положение дел вводит необходимость разработки специального программного обеспечения для отладки систем группового управления мобильными роботами.

В статье представлено разработанное автором программное обеспечение для отладки системы управления группой мобильных роботов, решающих транспортную задачу. Программа является специализированным графическим интерфейсом пользователя для моделирования группового взаимодействия роботов, выполняющих транспортную задачу. Основным назначением этого программного обеспечения является отладка готовой модели системы группового управления. Оно позволяет создать виртуальную карту грунтов и препятствий, задать начальное положение мобильных транспортных роботов, объекта для перемещения, начальной траектории движения, задать параметры моделирования и виртуальной среды, провести анализ работы модели. Кроме отладки виртуальной, программный комплекс предполагает возможность отслеживания работы системы группового управления в реальных условиях. Тогда виртуальная карта создается в соответствии с реальной картой местности.

В докладе будут представлены результаты работы программного обеспечения в различных режимах.

Разработанное программное обеспечение может быть использовано в составе систем группового управления наземными роботами перемещающихся по различным грунтам.

Весомый вклад в разработку представляемого программного обеспечения внесли консультации с к.т.н. Собольниковым С.А.

Работа поддержана грантом РФФИ №16-29-04199 офи_м.

Робототехническая система погрузки и подвески авиационных средств поражения

Лапшин И.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Ефанов В.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
ilya.lapshin.94@mail.ru

Повышение интенсивности боевых вылетов летательных аппаратов является основной задачей при подготовке их к полетам, однако современная технология снаряжения летательных аппаратов боеприпасами имеет большой объем физического труда, и, как следствие, высокие трудозатраты, связанные с привлечением большого количества авиационных специалистов.

Одним из направлений сокращения времени снаряжения летательных аппаратов боеприпасами является автоматизация технологического процесса за счет применения наземных робототехнических комплексов. При этом современный уровень развития технологий военной робототехники, позволяет реализовать наземные робототехнические комплексы на основе мобильных электромеханических и гидравлических платформ с телеуправлением, имеющие программно-аппаратные средства для автоматизации процесса снаряжения летательных аппаратов боеприпасами.

На основе использования манипуляционного устройства обеспечивается автоматическая загрузка боеприпасов. При этом на основе введения маркеров идентифицируются боеприпасы, что позволяет обеспечить загрузку различных вариантов боеприпасов.

Робот имеет радиолокационный, инфракрасный и зрительный сенсоры, блок обхода препятствий и модули, реализующие стереотипные схемы движений. Для управления движением мобильного робота предложена управляющая система. Разработана модульная

система навигации, которая после обработки и анализа видеоинформации формирует управляющие воздействия на сервоприводы системы движения мобильного робота. Дополнительно в процессе движения радиолокационные датчики считывают информацию с дорожных знаков.

В настоящее время для автоматизации процесса снаряжения летательных аппаратов боеприпасами:

- разработан способ функционирования робототехнической системы снаряжения летательных аппаратов боеприпасами;
- предложена структура и алгоритм работы робототехнической системы снаряжения летательных аппаратов боеприпасами;
- разработана модель технической эксплуатации авиационной техники в условиях боевых действий;
- разработан макет робототехнической системы снаряжения летательного аппарата боеприпасами.

Данная работа является оригинальной и ее результаты можно использовать для предъявления технических требований к наземным роботизированным системам обслуживания летательных аппаратов.

Перспективная система управления робототехническими комплексами

Ларина К.Д.
Научный руководитель — к.т.н. Свиридова Е.Ю.
Московский политехнический университет, Москва
evg_sviridova@mail.ru

Анализ существующих систем управления робототехническими комплексами (РТК) различного класса и назначения привел к неутешительному выводу: используемые системы управления не отвечают предъявляемым к ним требованиям по помехозащищенности, дальности устойчивой работы и скорости обмена данными. Из других недостатков отметим: огромные габаритные размеры и значительное энергопотребление. Последнее для малогабаритных РТК весьма существенно и может ограничивать возможности их применения.

В сложившейся ситуации внимания заслуживает цифровая система многоканальной радиосвязи, способная передавать информацию одновременно в двух направлениях: по прямому (видео и аудиоданные, сигналы телеметрии и информационные сигналы дополнительного оборудования на пост управления) и обратному (команды управления, служебные данные на РТК) каналам, которые работают с временным разделением при малом времени переключения (не более 30 мкс) в одном диапазоне частот и с использованием всего одной антенны.

Автоматическое изменение пропускной способности радиоканала к условиям работы позволяет получать плавное видеоизображение при скорости в диапазоне от 500 кбит/с до 10 Мбит/сек, при этом обеспечивается максимально возможное качество видеоизображения.

В основе архитектуры лежит применение радиоканала с использованием COFDM сигнала с адаптивным исключением отдельных поднесущих частот по соотношению «сигнал/шум». Реализация данного решения на современной элементной базе с использованием передовых достижений в области разработки интегральных микросхем с применением многопоточных малопотребляющих вычислительных процессоров, многослойных печатных плат позволяет значительно снизить энергопотребление и габаритные размеры интегрируемых устройств, а также позволяет добиться следующих качественных показателей:

- стабильная работа на предельной дальности в условиях многолучевого распространения радиосигнала, наличия радиопомех и замираний, непрерывно изменяющихся характеристик радиотракта, а также в условиях плотной городской застройки;

- минимальная мощность излучения приемо-передающих устройств;
- величина задержки (время отклика на команды оператора пункта управления) при передаче диагностических данных – до 100 мс, команд управления – до 5 мс;
- суммарная скорость в прямом и обратном канале – до 10 Мбит/с;
- возможность использования ретранслятора для увеличения дальности эффективной работы радиоканала;
- возможность подключения диагностического (или любого другого) оборудования как на приемной, так и на передающей стороне, благодаря наличию цифровых интерфейсов: Ethernet, RS-232, RS-485, USB 2.0.

Предложенный подход может послужить основой для разработки перспективных систем управления робототехническими комплексами, способных функционировать даже в условиях с высоким уровнем помех в радиоканале, обеспечивая стабильную передачу высокоскоростных данных.

Исследование условий существования седловой точки в задаче гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика

Ляпин Н.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Евдокименков В.Н.
МАИ, Москва
lyapin2010@yandex.ru

В настоящий момент общемировой тенденцией является активное использование беспилотных летательных аппаратов (БЛА) для решения разнообразных целевых задач. На начальных этапах развития, БЛА решали преимущественно разведывательные задачи. После того, как разведывательные БЛА были созданы во всех весовых категориях, разработчики приступили к расширению круга задач, которые способны решать БЛА. В частности, появились «беспилотники» для радиоэлектронного противодействия, БЛА поддержки операций по «боевому поиску и спасению», БЛА-ретрансляторы, разведывательно-ударные БЛА.

В то же время динамические возможности современных и перспективных БЛА позволяют рассматривать их в качестве эффективного средства перехвата воздушных целей. Однако, практическая реализация этого важного направления ограничивается отсутствием конструктивных методов и алгоритмов управления БЛА в операциях перехвата воздушных целей.

В [1] представлен алгоритм, основу которого составляет гарантирующий подход, базирующийся на игровой постановке задачи синтеза управления траекторией БЛА-перехватчика. В рамках подобной постановки процесс боевого маневрирования конфликтующих сторон (самолета противника и БЛА) рассматривается как игра, в которой участвуют две стороны, преследующие антагонистические цели. С целью получения конструктивного, практически реализуемого решения, процесс маневрирования игроков описывается в 6-мерном пространстве относительных координат. Показано в [2], что в рамках подобного описания задача синтеза алгоритма управления может быть интерпретирована как задача синтеза гарантирующего управления для линейной динамической системы с квадратичным критерием. Известно, что в такой задаче всегда существует седловая точка, что делает возможным ее решение. Однако, в [2] определены оптимальные законы управления для противоборствующих самолетов, предполагая, что продолжительность процесса боевого маневрирования фиксирована.

Целью данной работы является разработка формального правила, позволяющего в зависимости от конкретной ситуации, выбрать расчетное значение времени боевого маневрирования из двух альтернатив. Для того, чтобы выбрать расчетное значение времени боевого маневрирования была найдена производная квадратичного критерия. Выявлено, что зависимость критерия от времени является монотонной функцией (для конечного момента

времени). В этом случае было исследовано как изменяется значения критерия (для всех возможных ситуаций), рассчитанное для оптимальных управлений противоборствующих самолетов, если фактическая продолжительность времени боевого маневрирования будет отличаться от расчетной (больше или меньше) из условия существования седловой точки.

Результатом данной работы явилась разработка правила для выбора расчетной продолжительности процесса боевого маневрирования противоборствующих БЛА, при которой в рассматриваемой задаче имеет место седловая точка.

1. Ляпин Н.А. Разработка гарантирующего алгоритма управления траекторией БЛА-перехватчика // 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» -2016. 14-18 ноября 2016 года. Москва. Тезисы. М.: Люксор, 2016. с. 457-458

2. Бухалев В.А. Основы автоматики и теории управления. Учебник для слушателей и курсантов ВУЗов ВВС. – М.: Изд. ВВИА им. Проф. Н.Е. Жуковского, 2006 г. – 406 с.: илл. – 101; табл. – 2; библ. – 49.

Аэропонная система с интеллектуальным управлением

Марков Н.Г.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Заико А.И.
УГАТУ, Уфа
stalker5889@mail.ru

Для современного мира характерен высокий уровень урбанизации, в связи с этим остро встает задача обеспечения населения натуральными продуктами. Для нашей страны эта задача усложняется климатическими условиями на большей части территории.

Частично эту задачу можно решить с помощью альтернативного метода производства растительных продуктов, например, аэропоники – процесса выращивания растений в воздушной среде, без использования почвы, при котором питательные вещества доставляются к корням растений в виде аэрозоля.

На данный момент в большинстве типовых проектов аэропонных домашних ферм в качестве контролирующего механизма используются механические, или примитивные цифровые таймеры, которые имеют ряд недостатков: невысокую точность, излишнюю шумность при использовании в домашних условиях и широкие интервалы между включениями системы полива. Так же такие проекты имеют высокую стоимость, как установки, так и обслуживания, а также высокое энергопотребление и масштабы, что делает невозможным установку таких систем частным лицам, проживающим в условиях города.

Что бы исключить вышеуказанные недостатки, управляющий механизм предлагается реализовать на базе 8-и битного микроконтроллера, использование которого как уменьшит масштабы и энергопотребление системы, так и даст точный интеллектуальный контроль над всеми её элементами.

Вся система состоит из нескольких подсистем:

В первую входит блок полива, состоящий из помпы, ультразвукового излучателя, использующего эффект кавитации для создания взвеси питательного субстрата в воздухе, а также блока их контроля.

Вторая подсистема — это светодиодное освещение, нужное для искусственного продления солнечного дня, в целях повышения урожайности.

Третья подсистема состоит из датчиков освещенности, температуры и влажности, часовой микросхемы, символьного дисплея и набора кнопок. Она следит за параметрами среды что позволяет микроконтроллеру подстраивать под них управление всеми элементами устройства, а также дает пользователю возможность внесение своих корректировок в работу программы.

Таким образом, реализация данного проекта позволит людям, проживающим в местах с неблагоприятными для сельского хозяйства условиями, а также людям, проживающим в городских условиях, получить альтернативный энергоэффективный источник натуральной пищи, способный на долговременную автономную работу и не требующий серьезных трат на его установку и обслуживание.

Роботизированный измерительный комплекс неразрушающего контроля авиационных материалов

Москвин Н.В., Миндрин А.С., Виноглядов В.С.
Научный руководитель — к.т.н. Павлов П.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
ppv_koleso@mail.ru

Принципы работы современных оптических прецизионных устройств неразрушающего контроля построены на явлениях интерференции и дифракции лазерного излучения. Эти явления лежат в основе методов компьютерной голографии, спекл-оптики интерференционных измерений, включая широкографию. Лазерная диагностика способна определять параметры зондируемых объектов соизмеримых с долями длин волн источника когерентного излучения. Длина волны лазерного излучения в доли микрометра определяет высокую чувствительность и точность интерференционных измерений в широком диапазоне измеряемых величин – от долей нанометра до нескольких десятков метров. Высокая чувствительность лазерных методов неразрушающего контроля в сочетании с бесконтактностью, субмикронным пространственным разрешением и высоким быстродействием выделяет метод спекл-структур оптического излучения в перспективный для использования в прецизионных технологиях.

Цифровые спекл-структуры обладают множеством параметров по анализу, которых они широко используются в различных сферах диагностики, таких как определения параметров шероховатостей, лазерная интерферометрия диффузно-рассеивающих объектов и сред, методы спекл-интерферометрии в оптической астрономии, системы восстановления волнового фронта и формирования изображений рассеивающих объектов.

Наличие современной элементной базы оптоэлектроники − полупроводниковые лазерные диоды, матричные фотоприемники, позволили разработать роботизированный измерительный комплекс неразрушающего контроля, принцип действия которого основан на использовании метода спекл-структур оптического излучения и компьютерной голографии. Данный комплекс включает как портативные устройства неразрушающего контроля, способные в полевых условиях осуществлять работы по дефектоскопическому контролю авиационных деталей так и стационарную роботизированную платформу, повышающую точность операций неразрушающего контроля в лабораторных условиях.

Для управления и обработкой материалов дефектоскопического контроля разработано оригинальное специализированное программное обеспечение на языке программирования Java Standard Edition в среде разработки Eclipse для операционной системы MS Windows, и на языке программирования Java Standard Edition в среде разработки Android Studio для операционной системы Android. Данный программный модуль позволяет производить захват спекл-изображений, производить расчет параметров цифровых фотографий и по их анализу вырабатывать решение о параметрах контролируемых поверхностей авиационных деталей.

Таким образом, внедрение разработанного роботизированного измерительного комплекса неразрушающего контроля позволит проводить дефектоскопический контроль авиационных деталей из различных материалов, а также отслеживать динамику изменения параметров поверхностной и внутренней структуры материалов в процессе эксплуатации, тем самым определять их остаточный ресурс. Основными преимуществами которые можно отнести к специализированному программному обеспечения являются его кроссплатформенность – совместимость с различным программным обеспечением, интуитивно-понятный интерфейс дает возможность оператору, имеющему базовые навыки владения компьютером, в кратчайшие сроки освоить весь функционал комплекса, а отсутствие влияния человеческого фактора на конечный результат контроля, позволит уменьшить ошибку при диагностике силовых элементов конструкции воздушного судна.

Разработка алгоритма обнаружения беспилотных летательных аппаратов на основе инвариантных моментов

Николаев Н.А.
Научный руководитель — Михайлов Н.А.
МАИ, Москва
nikita_nikolayev@bk.ru

В последние годы, в связи с научно-техническим развитием, беспилотные летательные аппараты (БПЛА) активно вошли в вооружённые силы не только в качестве средств поражения, но и как самостоятельная боевая единица, которая используется в разведке и, следовательно, представляющая угрозу другой стороне конфликта. Поэтому своевременное обнаружение БПЛА является важной задачей для минимизации стратегических потерь противоборствующей стороны. В настоящее время ведутся работы по проектирование систем радиообнаружения БПЛА [1], однако данных средств может быть недостаточно в связи с тенденцией уменьшения размеров БПЛА и использованием материалов, имеющих малую площадь эффективного рассеяния. Также существуют работы, посвященные разработке алгоритмов, нацеленных на уменьшение заметности группы БПЛА в оптическом диапазоне [2]. В связи с этим существует необходимость в разработке эффективных средств обнаружения малогабаритных воздушных целей в оптическом диапазоне.

Классические алгоритмы обнаружения, например, корреляционные, для работы требуют наличия шаблонов (эталонных образов) искомых объектов. При этом для эффективной работы требуется наличие разноракурсных и разномасштабных эталонов, получение которых является достаточно сложной задачей. Если подобная база эталонов имеется, то остается нерешенной задача определения нужного эталона (по ракурсу и масштабу), а перебор всех возможных вариантов займет большое количество вычислительных ресурсов.

В данной работе предлагается использовать алгоритм на основе инвариантных моментов для обнаружения целей при обработке изображений, который работает значительно быстрее, и он стабильнее к аффинным преобразованиям изображений, таким, как изменение масштаба и ракуса.

Суть предлагаемого метода состоит в подсчёте инвариантных моментов контуров изображения, выведенных Hu[3] на основе уравнения двумерного и центрального моментов, последние из которых были им использованы в связи с их инвариантностью относительно изменения масштаба и ракурса изображения.

Результатом работы является программно-математическое обеспечение (ПМО), демонстрирующее работу алгоритма на основе инвариантых моментов применительно к обнаружению БПЛА на фоне неба. В ходе тестирования ПМО данный метод хорошо показал себя в решении данной задачи, на основании чего делается вывод о его применимости в системах обнаружения.

[1] Ананенков А.Е., Марин Д.В., Нуждин В.М., Расторгуев В.В., Соколов П.В. К вопросу о наблюдениималоразмерныхбеспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ, 2016 № 91 : http://trudymai.ru/upload/iblock/592/ananenkov_marin_nuzhdin_rastorguev_sokolov_rus.pdf

[2] Михайлов Н.А. Разработка алгоритма перестроения группы беспилотных летательных аппаратов для уменьшения заметности // Труды МАИ, 2017 № 96 : http://trudymai.ru/published.php?ID=85861

[3] Ming-Kuei Hu "Visual Pattern Recognition by Moment Invariants" - IRE transactions on information theory 1962. pp. 179-187

Разработка электрогидравлического привода БПЛА

Оболенский В.Ю.
Научный руководитель — к.т.н. Алексеенков А.С.
МАИ, Москва
livervova94@gmail.com

В работе представлен расчет основных параметров электрогидравлического рулевого привода (ЭГРП) и его исполнительных элементов, а также выполнена конструкторская проработка внешнего облика привода в среде моделирования SolidWorks. Кроме того, на основании проведенных расчетов была создана линейная математическая модель в среде моделирования Simulink. На основании исследования линейной модели привода были получены механические и расходные характеристики привода. Кроме того, был определен коэффициент контурного усиления привода и построены графики ЛАФЧХ. По результатам исследования линейной модели привода сделан вывод о том, что разрабатываемый привод по выходным характеристикам отвечает всем условиям заданных технических требований.

В работе проведено исследование влияния основных нелинейностей типа «зона нечувствительности» и «ограничение» по ходу золотника на выходные характеристики привода. ЛАФЧХ привода с учетом нелинейностей построены при помощи разработанного анализатора частотных функций.Так же, в данной работе рассматривалось влияние дроссельного эффекта на привод и изучение воздействия привода на контур управления. При рассмотрении влияния дроссельного эффекта было выявлено влияние постоянной нагрузки на изменение эллипса механической характеристики.

С целью изучения влияния привода на контур управления БПЛА была создана математическая модель пространственного движения БПЛА. Разработанный ЭГРП был интегрирован в контур управления БПЛА по тангажу и выполнена визуализация полёта БПЛА при помощи библиотеки FlightGear программного комплекса MatLab Simulink.

Разработка системы управления объектами

Огарко А.К.
Научный руководитель — Егоров Ф.В.
МИСиС, Москва
anyaogarko@gmail.com

Идея умного дома с текущими методами управления (пульт, смартфон или голосовое управление) не нашли широкого отклика среди пользователей. Данная ситуация возникла из-за сложности использования нынешних методов управления. Время, которое проходит между желанием выполнить действие и его реализацией, слишком велико, оно теряется на поиски пульта и выбора нужной кнопки или программы на смартфоне. В связи с чем мы разработали универсальную систему лишенную этих недостатков.

Сегодня подобные системы используют различные частные решения, нет единого стандарта или единого метода. Все системы контроля и управления работают в частной связке – пульт и контроллер. Мы упрощаем систему – принимая за метод управления луч лазерного указателя. Это делает системы намного более открытыми и универсальными. Такие системы управления состоят из одного изменяемого элемента – контроллера, а управляющий элемент остаётся неизменным. Луч лазерного указателя дает большую свободу в методах использования. Также важным преимущество источника лазерного луча является его доступность, как ценовая, так и практическая.

Преимущества данной системы видны, если сравнить два метода контроля: клавиатура компьютера и компьютерная мышь, инфракрасный пульт с множеством кнопок и лазерный луч. Любое действие, выполняемое на компьютере, можно осуществить с помощью клавиатуры, но компьютерная мышь является более оптимальным инструментом для множества задач. Компьютерная мышь увеличивает скорость выполнения задач и,

следовательно, повышает продуктивность работы. Для некоторых задач использование клавиатуры абсолютно не эффективно, например, для создания изображений.

Современные лазерные указки имеют очевидные недостатки, такие как: неудобный форм-фактор. Использование лазерной указки задействует у пользователя одну руку и исключает возможность пользования другими инструментами. Вторым недостатком является использование непопулярного формата батареек. Когда батарейка разряжается пользователь скорее перестает использовать указку, чем покупает новую батарейку. Поэтому нами было принято решение разработать такое устройство, которое будет лишено этих недостатков. Решением стало кольцо со встроенным лазерным модулем. Данное решение полностью освобождает руки пользователя и делает время между желанием выполнить действие и самим действием минимальным. Данная особенность крайне важна в настоящее время, поскольку по сути является аналогом, так называемых “ горячих клавиш”.

Второй элемент системы – лазерный переключатель. Лазерный переключатель – электронно-оптическое устройство замыкающее и размыкающее внешнюю электрическую цепь при детектировании лазерного луча в зоне приема.

Соединив два устройства, мы получаем универсальную, легко масштабируемую систему управления объектами на удаленном расстоянии.

Определение параметров траектории наблюдаемого объекта по угловым измерениям

Панфилов А.В.
Научный руководитель — Прохоров Михаил
МАИ, Москва
panfilovalexander96@gmail.com

В процессе информационного обеспечения экипажа летательных аппаратов актуальна задача определения параметров траектории наблюдаемого объекта по угломерной информации.

Задача определения параметров траектории объекта по угловым измерениям единственного измерителя хорошо известна и изучена. В частности, на плоскости эта задача решалась для определения параметров траектории надводных объектов. В работе предложен один из способов повышения точности определения параметров траектории наблюдаемого объекта который заключается в использовании нескольких угломерных измерителей, находящихся в составе бортового информационно-измерительного комплекса летательного аппарата.

В докладе будет рассмотрена задача определения координат и скоростей наблюдаемого объекта относительно движущегося наблюдателя. Координаты и скорость наблюдателя считаются априорно известными на протяжении всего процесса измерения. Координаты наблюдаемого объекта оцениваются по угловым измерениям, получаемым с нескольких измерителей с одинаковыми моделями ошибок и априорной информации о движении объекта наблюдения. Для решения этой задачи был построен расширенный дискретный фильтр Калмана. В ходе выполнения работы была разработана математическая модель движения объектов и проведены моделирования в системе компьютерной алгебры MATLAB.

Проведен анализ влияния учета дополнительных измерителей на точность определения координат и скоростей наблюдаемого объекта. Также проведен анализ влияния дополнительной информации на скорость сходимости алгоритма оценивания.

Пульт проверки работоспособности двигателей постоянного тока

Перчихин О.И., Вагапов У.Д.
МАИ, Москва
3217298@mail.ru

Двигатели постоянного тока нашли применение в исполнительных устройствах,в которых требуется регулирование скорости в широком диапазоне и большой пусковой момент.Недостатком этого типа двигателей является ограниченный срок службы, связанный с износом коллекторно-щеточного узла.

Разработанный пульт контроля предоставляет возможность:

-проверки работоспособности коллекторных двигателей постоянного тока с номиналом напряжения питания 6В и 12В (коммутация цепей питания осуществляется оператором путем переключения соответствующего тумблера на лицевой панели пульта);

-реверсирования двигателя и индикации направления вращения ротора;

-контроля электрических параметров и отображения их значений на цифровой измерительной головке (цифровой вольтметр и амперметр).

Для предотвращения выхода из строя проверяемого электродвигателя были применены схемотехнические решения ,обеспечивающие защиту (предохранение) от короткого замыкания, перегрева и перегрузки по току.При наличии неисправностей или превышении заданных значений электрических параметров цепь питания электродвигателя размыкается и включается светодиодная индикация.

Помимо пульта проверки в состав рабочего места входят исправные элементы электропривода (электродвигатель и редуктор),закреплённые на лицевой панели. Они позволяют оператору выявить и локализовать неисправность путем их поэлементной замены.

Данное устройство может применяться при проведении входного контроля, регламентных работ и диагностики неисправностей в случае возникновения неполадок в процессе эксплуатации электродвигателей.

Разработка электромеханического рулевого привода вращательного действия для беспилотного летательного аппарата

Подшибнев В.А.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Самсонович С.Л.
МАИ, Москва
podshibneff@mail.ru

Выбор схемы рулевого привода для беспилотного летательного аппарата обусловлен концепцией о применении электромеханических приводов вместо электрогидравлических. Эта концепция направлена на использование только электрической энергосистемы в качестве источника питания для элементов системы управления летательного аппарата.

В данной работе решена задача разработки привода вращательного действия. Выбор привода с вращательным движением выходного звена обусловлен возможностью размещения привода соосно с осью вращения аэродинамической поверхности, что ведет к уменьшению занимаемого полезного пространства в полости крыла по сравнению с использованием привода поступательного действия.

В ходе разработки привода решены следующие задачи:

Определена минимальная необходимая мощность двигателя. Выбран синхронный двигатель с постоянными магнитами серии Maxon ec-max.

Определен диапазон передаточных чисел редуктора и выбрано оптимальное передаточное число с точки зрения минимизации потребляемой мощности.

Выбранное передаточное число реализовано на основе многоступенчатого волнового редуктора с промежуточными телами качения с оптимизацией габаритных размеров за счет

использования в качестве выходного звена волновой передачи с минимально возможным наружным диаметром и параллельного размещения исполнительного двигателя и волнового редуктора. При этом кинематическая связь между валом двигателя и входным валом волнового редуктора осуществляется с помощью цилиндрической зубчатой передачи.

Разработана твердотельная модель привода.

Составлена математическая модель привода, учитывающая нелинейность механической характеристики выбранного двигателя, нежесткости узлов механической системы двигатель-редуктор, скоростное демпфирования нагрузки. Нежесткости определены методов конечных элементов с использованием программного комплекса SolidWorks Simulation.

Определены статические и динамические характеристики разработанного привода, определены собственные частоты системы двигатель-редуктор.

Разработанный привод позволяет расширить свою область применения за счет минимизации габаритных размеров и использования выходного звена вращательного действия.

Обнаружение по движению

Попова В.А.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Ким Н.В.
МАИ, Москва
nika.popova95@mail.ru

В настоящее время актуальной является проблема обнаружение летательного аппарата около неподвижного наземного пункта. Для успешного обнаружения необходимо чтобы объект выделялся. Например, ЛА можно обнаружить по контрасту к фону в инфракрасном, видимом, ультрафиолетовом и радиодиапазоне.

Для обнаружения по тепловому излучению (в ИК диапазоне) необходимо чтобы какая-то часть ЛА имела температуру значительно выше, чем окружающая среда. Однако многие современные БПЛА могут не иметь мощных факелов двигателей. Они могут почти сливаться с окружающей средой по температуре. Следовательно, для их обнаружения нужно использовать другой диапазон.

Обнаружение в ультрафиолетовом диапазоне имеет серьёзные ограничения по дальности, так как волны этого диапазона сильно рассеиваются в атмосфере.

Радиообнаружение тоже может быть сильно затруднено (есть различные методы снижения радиозаметности, например, СТЕЛС-технология).

В водимом диапазоне объект может иметь оттенки близкие к оттенкам фона. Поэтому обнаружение по цвету и яркость может быть затруднено.

Для решения проблемы обнаружения в работе предлагается использовать оптический поток. Оптический поток – это смещение между кадрами видео, вызванное движением объектов или камеры. Предлагается следующая последовательность действий: кадр разбивается на некоторые области, ищется наиболее похожие участки на следующем кадре, для каждого участка записывается вектор перемещения, по размеру и направлению векторов делается вывод о наличии и месте на кадре движущегося объекта. В работе используется несколько вариантов обнаружения объекта. Можно выделить группы векторов со схожим направлением, исключая самую большую, так как она будет считаться фоном. Однако, этот подход не позволяет различать объекты со схожим направлением. Поэтому, предлагается искать похожие вектора, находящиеся рядом в одном ряду или столбце.

Проведено моделирование, подтверждающее реализуемость обнаружения объекта с помощью оптического потока. Было замечено, что второй способ (обнаружение по похожим векторам, находящимся радом) более устойчив к шумам. А также то, что некоторая обработка изображение (в данном случаи бинаризация) позволяет увеличить частоту обнаружения.

Учитывание масштабирования свойств жидкости при разработке гидравлических приводов

Райман А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Алексеенков А.С.
МАИ, Москва
andrewrays0702@gmail.com

С развитием технологий в мире все больше наблюдается тенденция к миниатюризации устройств, приводящих в движение различные механизмы, — приводов. Микроприводы находят свое применение во многих областях человеческой деятельности, начиная от составных частей микроскопов и заканчивая системами управления космическими летательными аппаратами. Разработано большое количество типов микроприводов, основанных на различных физических явлениях. Все они используют один из основных источников энергии: электрической, термической или гидравлической.

В данной работе рассмотрены проблема влияния свойств жидкости при разработке приводов, а также различие в методиках теоретического описания жидкости на микро- и макроуровнях.

При разработке традиционного привода, применяемого, например, в авиа- и ракетостроении, необходимо учитывать физические свойства и технические характеристики используемого рабочего тела, поскольку они существенно влияют на статические, динамические и точностные характеристики привода, однако, в отличие от микроприводов, многими свойствами жидкости, проявляющимися на микроуровне, можно пренебречь.

Разработка микропривода определяется выбором физического явления, с помощью которого будет работать устройство. Таким образом, проблема создания микроприводов располагается между науками физики и химии. Описанием жидкости в микроприводах занимается междисциплинарная наука микрогидродинамика. Основное различие между традиционной гидродинамикой и микрогидродинамикой, а следовательно, между подходами к проектированию приводов заключается в изучении последней масштабирующих законов, позволяющих понять фундаментальные связи между физическим явлением и геометрическими особенностями привода.

Средства экспериментальных исследований по параметрической идентификации элементов маневренного беспилотного летательного аппарата

Решетников Д.А., Трубников А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Захаров И.В.
МАИ, Москва
va-pa-2007@inbox.ru

Для реализации экспериментальных исследований по параметрической идентификации (ПИ) элементов маневренного беспилотного летательного аппарата (МБЛА) разработан комплекс средств, в состав которых входят задающая система и информационная система управления экспериментом ПИ (ИСУЭПИ).

Задающая система реализована в виде механического стенда. ИСУЭПИ является совокупностью разнородных по назначению и техническому исполнению программно-аппаратных средств, функционально распределенных в ряд подсистем. Среди них, подсистема коммутации (ПК), подсистема обработки данных (ПОД), подсистема управления режимами проведения эксперимента (ПУРПЭ), подсистема моделирования (ПМ) и подсистема обработки результатов эксперимента (ПОРЭ).

ПК обеспечивает коммуникации контрольных точек объекта исследования (ОИ) с подсистемами ИСУЭПИ, включая электрические связи и пневмокоммуникации для работы исполнительных устройств системы управления (СУ) МБЛА.

ПУРПЭ предназначена для приведения системы наведения (СН) ОИ и его СУ в работоспособное состояние, формирования заданной структуры контуров СН и СУ, предварительной настройки параметров закона наведения и закона управления СН, СУ для выбранных режимов эксперимента, а также снятия сигналов готовности СН и СУ согласно штатной циклограммы работы в заданных режимах. ПУРПЭ реализована на основе 3-х распределенных контроллеров PXIe-8135 с шиной PXI и модулями синхронизации PXIe-6672. Для подачи-съема служебных аналоговых и дискретных сигналов на СН, СУ ОИ использованы модуль реле PXI-2566 и программируемый источник питания PXI-4130.

ПОД обеспечивает съем входных и выходных сигналов с СН и СУ ОИ, а также преобразование их в цифровой вид. Для этого использованы 5 многоканальных АЦП PXIe-4300. ПМ реализована математическими моделями (ММ) оптического координатора цели, чувствительных элементов, корректирующих трактов и исполнительных органов основных каналов СУ, используемых для выделения сигналов рассогласования с реальным ОИ. Для ПИ в ходе проведения экспериментов использованы штатные средства программной среды NI LabView – модуль System Identification Toolbox. Для визуализации и документирования результатов ПИ, а также формирования базы данных использована подсистема обработки результатов эксперимента.

Способ определения характеристик поражающего действия авиационного артиллерийского оружия в интересах поддержания заданного уровня эффективности стрельбы

Роговенко О.Н.
Научный руководитель — профессор, к.т.н. Ефанов В.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
oleg.rogovenko@mail.ru

Для определения характеристик рассеивания снарядов используются различные методы, которые можно разделить на экспериментальные, аналитические, методы матема-тического моделирования, комбинированные.

Недостатком существующих экспериментальных методов является:

- натурная стрельба определяет характеристики суммарного рассеивания и затруд-няет анализ причин, вызывающих рассеивание снарядов;
- экспериментальные методы применимы только к существующим образцам техни-ки (носитель, прицельная система, оружие) и зачастую неприменимы к разрабатываемой технике.

В настоящее время основным недостатком, снижающим эффективность боевого применения авиационного артиллерийского оружия, является недостаточное информа-ционное обеспечение стрельбы, обусловленное введением в качестве начальной скорости априорного значения, которое может отличаться от истинных значений из-за износа ство-лов оружия, а также из-за влияния сроков хранения патронов.

Основной причиной износа ствола является разгар канала ствола вследствие теплового воздействия порохового газа и больших сил трения между нарезами ствола и ведущим пояском снаряда. В оружии, имеющем большой темп стрельбы, нагрев ствола от выстрела к выстрелу увеличивается, так как за время между выстрелами металл ствола не успевает остыть. Возрастание температуры металла ствола и глубины его прогревания приводят к быстрому износу нарезов, а в отдельных случаях и к потере прочности ствола. На практике износ канала ствола оценивается по устойчивости полета снарядов на траек-тории. При этом, в зависимости от угла нутации оси снаряда относительно касательной к траектории повышается коэффициент лобового сопротивления снаряда и происходит бо-лее быстрое падение его скорости. Живучесть ствола считается исчерпанной, когда на-чальная скорость снаряда уменьшается на 5% от номинального значения.

Таким образом, актуальность данной работы обусловлена необходимостью поддержания заданного уровня эффективности стрельбы авиационного артиллерийского оружия независимо от сроков его эксплуатации на основе корректировки в алгоритме прицеливания данных о начальной скорости снаряда.

В процессе выполнения работы разработан способ определения характеристик рассеивания снарядов и информационно-вычислительную систему для его осуществления. Получены зависимости влияния начальной скорости снарядов на характеристики рассеивания снарядов и на вероятность поражения цели.

Предлагаемый способ позволяет повысить информативность и оперативность определения баллистических характеристик на основе использования вычислительной и измерительной техники нового поколения.

Малогабаритный автоматизированный комплекс разведки минно-взрывных заграждений с натяжными датчиками цели

Рябоконь А.С., Дрынкин Д.А.
Научный руководитель — доцент, к.п.н. Баронин А.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
multazaza@gmail.com

В период с 30 сентября2015 года по декабрь 2017 Российские вооруженные силы выполняли военную операцию по борьбе с террористами в Сирийской Арабской Республике. Ход выполнения боевых действий показал, что в результате вытеснения противника с подвластных им раннее населенных пунктов пришлось ни только ликвидировать силы сопротивления, но и проводить крупномасштабную операцию по разминированию местности.

Опыт проведения операций по уничтожению взрывных устройств свидетельствует о том, что боевики применяли необычные боеприпасы. Например, проходы к складам с боеприпасами заминированы несколькими растяжками, которые в темноте едва заметны. Одна под ногами, вторая над дверью. Расчет боевиков на то, что одно неосторожное движение – и с гранаты сорвет чеку.

В другом помещении заминированного дома – газовые баллоны, начиненные тротилом. Также вокруг установлены растяжки. После того как от растяжки сработает первый заряд, следом должен сдетонировать и основной.

Международный противоминный центр ВС РФ имеет на вооружении робототехнический комплекс сплошного разминирования местности «Уран-6». Комплекс разработан ОАО «766 Управление производственно-технологической комплектации» и предназначен для разминирования местности от противопехотных мин и взрывоопасных предметов с массой взрывчатого вещества до одного килограмма в режиме дистанционного управления. Основным недостатком данного устройства является то, что его, возможно, эффективно использовать за пределами крупной городской застройки. По этой причине оптимальным способом поиска минно взрывных заграждений является военнослужащий с ручным миноискателем. По этой причине возникла идея создания автоматизированного комплекса поиска минно взрывных заграждений, в том числе и с натяжным датчиком цели. Созданное изделие позволяет с безопасного для сапера расстояния, из-за укрытия при помощи двух камер: кругового обзора и прямой видимости, производить обнаружение растяжек, противопехотных и противотанковых мин без угрозы для жизни.

Конструктивное решение позволяет избавиться от паразитных наводок создаваемых металлическим корпусом за счет применения

композитных материалов, что в свою очередь позволяет уменьшить массогабаритные размеры устройства и исключить срабатывание взрывателей даже противопехотных мин.

Созданное устройство возможно эффективно использовать не только в городских условиях, но и на пересеченной местности.

Создание программной части программно-аппаратного комплекса по выполнению графических и фрезерных работ

Саврадым Д.С.
Научный руководитель — доцент, к.ф-м.н. Дементьев Ю.И.
МГТУ ГА, Москва
zbctvz@mail.ru

В настоящее время актуальна и востребована задача высокоточных графических работ и точных фрезерных работ.

Существуют несколько программ и станков для решения подобных задач, однако все они имеют ряд существенных ограничений. Например, большинство программ работают лишь с одним определённым типом представляемых данных. Для некоторых видов работ мало станков, обеспечивающих высокую точность обработки материалов. И, главное, каждый из существующих комплексов может выполнять лишь один определённый тип задач.

В данной работе рассмотрено построение программной части комплекса по выполнению графических и фрезерных работ.

Программа для микроконтроллера написана на языке С. Использовался кросскомпилятор языка C Arduino IDE 1.8.5.

Большинство функций реализовано с использованием подпрограмм обработки прерываний таймеров и асинхронного приемопередатчика.

Программа контроллера состоит из следующих частей:

1. Подпрограмма получения и первичной обработки входных данных.
2. Подпрограмма обработки и выполнения команд.
3. Подпрограмма управлением шаговыми двигателями.
4. Подпрограмма обработки прерывания таймера.
5. Основная программа выполняющая инициализация таймера, приемопередатчика, настройку портов и передачи данных по последовательному интерфейсу.

Компьютерная программа подготавливает и производить отправку данных на станок для дальнейшей обработки их станком, а также строит траекторию движения на выбранной плоскости. Программа написана на языке C++ в среде программирования C Builder и содержит обширный функционал для связи и управлением станком.Для удобного использования программы управляющие элементы были сгруппированы и размещены на панелях.

1. Панель «порт» отвечает за выбор порта и скорости обмена данными со станком.
2. Панель «Передача данных» предназначена для просмотра входных и отправляемых данных.
3. Панели для ручного позиционирования рабочего инструмента
4. Панель для управления температурой нагревательных элементов или подсветки.
5. Панель калибровки станка
6. Информационная панель

Одной из особенностей комплекса является его многофункциональность – возможность менять используемый инструмент: фреза, лазер, различные пишущие или режущие приспособления в зависимости от решаемых задач. Данная универсальность комплекса позволит значительно сократить затраты на оборудование в случае многопрофильности предприятия.

Особенности и режимы применения авиационных бомб и определение их точностных характеристик

Самойличенко А.А.
Научный руководитель — Юдина Г.А.
ФГУП ГосНИИАС, Ахтубинск
lucaskaneq@gmail.com

В настоящее время на практике реализуются следующие режимы бомбометания:

- бомбометание с горизонтального полета (ГП);
- бомбометание с пикирования (ПИК);
- бомбометание с кабрирования (КБР);
- атака 2-го вида (АТ2);
- горизонтальный полет и кабрирование с прицеливанием по «вынесенной точке» (ГВТ, КВТ);
- бомбометание в режиме «Серия»;
- навигационное бомбометание (НБМ);
- бомбометание с прицеливанием по лазерно-телевизионным системам (ЦУ ОЛС);
- бомбометание с прицеливанием по радиолокационным системам (ЦУ РЛ).

Задача прицеливания летчика заключается в том, чтобы маневрированием самолета совместить центральную точку прицельной марки с центром цели. Прицельная марка на индикации КАИ отстраивается в соответствии с баллистическими характеристиками выбранной авиабомбы (АБ) и текущими параметрами движения самолета (высоты, скорости, угла тангажа, крена и т.д.).

При применении неуправляемого оружия существуют следующие методы прицеливания:

- несинхронный (НС);
- предварительная засечка (ПрЗ);
- предварительная привязка (ЦУ по КАИ).

На данный момент существует более 80 модификаций авиационных бомбовых средств поражения (АБСП):

- обычные (свободно-падающие) авиабомбы с неизменной в полете баллистикой;
- парашютные авиабомбы с тормозным устройством (ТУ), раскрываемым через заданное время после ее отделения от носителя;
- разовые бомбовые кассеты (РБК) при задании высоты срабатывания;
- авиабомбы специального назначения (ФОТАБ, ЗАБ, БЕТАБ, ОДАБ и т.д.).

Индивидуальными баллистическими характеристиками авиабомб являются:

- характеристическая скорость $V\Theta$ – скорость обтекания бомбы при нулевом угле атаки потоком воздуха с параметрами стандартной атмосферы;
- характеристическое время Θ – время падения бомбы , сброшенной с ГП в условиях стандартной атмосферы с определенной высоты и при определенной воздушной скорости самолета.

В качестве типовых законов сопротивления (коэффициента лобового сопротивления Cx(M)) авиабомб использованы:

1 – типовая зависимость для авиабомб с тупыми (плоскими) и близкими к ним головными частями бомбы;

2 – типовая зависимость для авиабомб с турбулирующим кольцом на стабилизаторах и с коническими и близкими к ним головными частями (кривая Cx (M) близкая к так называемой «эталонной» кривой);

3 – типовая зависимость для бомб с конической (оживальной) головной частью и значительным хвостовым удлинением.

На точность попадания авиационных бомб (АБ) в цель оказывают влияние следующие факторы:

- ошибки летчика (штурмана) при прицеливании (расхождение между положением центра прицельного перекрестия и положением центра цели на момент последней привязки);
- ошибки комплекса:

а) методические, инструментальные;

б) ошибки юстировки обзорных средств и датчиков;

- ошибки, вызванные техническим рассеиванием авиабомб.

Можно с большой достоверностью считать, что ошибки бомбометания (за исключением методических ошибок) носят случайный характер, а их математическое ожидание при условии тщательно оттарированных бортовых измерителей и прицельных систем равно «0». Существование систематической ошибки должно подтвердиться при наборе статистики бомбометания.

Для того, чтобы оценить в натурных работах закон распределения случайных величин в настоящее время достаточным количеством реализаций общепринято считать 16 зачетных реализаций по каждому режиму применения.

Влияние систематических ошибок измерителей параметров полета, юстировочных характеристик системы прицеливания может быть качественно оценено с помощью математической модели, существенно облегчающей решение задачи колличественного анализа полетной информации.

Для решения указанной задачи в модель задаются: баллистические характеристики выбранной АБ, превышение самолета над целью (H), составляющие путевой скорости полета (W), крен (γ), тангаж (υ), угол атаки (α), угол скольжения (β), истинная скорость самолета (Vист), число Маха (M). Результатом баллистических расчетов является полный продольный (Ax) и боковой относы (Az), время падения авиабомбы (Tп).

Математические ожидания mx, mz и среднеквадратические отклонения σx и σz координат точек падения авиабомб (АБ) относительно точки прицеливания по совокупности заходов сравниваются с заданными нормативными требованиями.

Предварительная оценка считается подтвержденной, если в одиночных бомбометаниях, признанных зачетными, точки падения боеприпасов не выходят за пределы четырех нормированных вероятных отклонений (4σ) для соответствующего режима.

Список литературы

1. Авиационные средства поражения. Миропольский Ф.П. и др.; под ред. Ф.П. Миропольского. — М., 1995. — 255 с.

2. Кочетков, Е.С. Теория вероятностей и математическая статистика: Учебник / Е.С. Кочетков, С.О. Смерчинская, В.В. Соколов. - М.: Форум, НИЦ ИНФРА-М, 2013. - 240 с.

3. Боевая авиационная техника: Авиационное вооружение / Д. И. Гладков, В. М. Балуев, П. А. Семенцов и др.; Под ред. Д. И. Гладкова. — М.: Воениздат, 1987. — 279 с.

Электромеханический привод штанги стыковочного механизма

Саяхов И.Ф.
Научный руководитель — профессор, д.т.н. Исмагилов Ф.Р.
УГАТУ, Уфа
isayakhov92@mail.ru

Стыковочный узел обеспечивает ряд операций и одна из важнейших - амортизация соударений аппаратов.

Особое значение приобретает исследование вопросов демпфирования кинетической энергии движущихся механизмов. При этом предъявляются высокие требования к безопасности, надежности и износостойкости в эксплуатации. Наиболее полно этим требованиям отвечают электромеханические системы, так как они могут обеспечить длительное время хранения системы при сравнительно малых ресурсах [1].

Согласно современным стандартам [2] стыковочные узлы представляют собой механизмы на базе платформы Стьюарта в которых применяется электромеханическое управление и демпфирование. Операции управления и демпфирования осуществляет привод

штанги стыковочного узла, состоящий из шариковинтовой передачи (ШВП), редуктора, электродвигателя (ЭД) и электромеханического демпфера. Конструкция стыковочного узла состоит из двух жестких рам: неподвижного основания и подвижной платформы, соединенных шестью электромеханическими приводами поступательного движения, расположенных на штанге стыковочного механизма [3, 4].

В момент стыковки поступательное движение винта ШВП преобразуется во вращательное движение редуктора и роторов электромеханических демпферов, подается питание на электромеханические демпферы, и за счет этого происходит гашение кинетической энергии, которая выделяется в виде тепла. В разработанной конструктивной схеме реализована механическая развязка ЭД и электромеханических демпферов, что позволяет использовать их в качестве датчиков углового положения и линейного перемещения.

Одним из основных элементов, оказывающих влияние на массу и габариты разрабатываемого электромеханического привода в составе платформы Стьюарта, является ЭД. Наиболее рациональным является использование в качестве ЭД бесконтактного моментного двигателя с возбуждением от постоянных магнитов. При этом для различных режимов работы стыковочного узла, ЭД выполняется с двумя обмотками на статоре. Автоматическое подключение системой управления (СУ) первой обмотки обеспечивает работу привода без нагрузки с высокой скоростью выдвижения. Вторая обмотка при подключении СУ обеспечивает работу под нагрузкой.

Система управления электромеханического привода представляет собой трехконтурную систему подчиненного регулирования. Что позволяет производить регулирование с высоким быстродействием [5].

Таким образом, повышается надежность и энергоэффективность электромеханического стыковочного узла за счет снижения механических нагрузок и механической развязки демпфера и ЭД, расширяются функциональные возможности, благодаря использованию в качестве демпфера электромеханического преобразователя с распределенной вторичной средой, а также возможности синтеза электромеханического демпфера и датчика перемещения.

Применение данной конструкции при создании приводов на базе ЩВП позволяет достичь минимальных массогабаритных показателей всего стыковочного узла при его максимальной надежности с высокими динамическими характеристиками. Оригинальная конструкция управляемого демпфера позволяет использовать его одновременно как демпфер и датчик перемещения.

Внедрение электромеханического привода позволит получить повышенную точность и надежность работы стыковочных устройств космических аппаратов благодаря надежному и легкому программному управлению. Одним из основных направлений модернизации привода является снижение массы, путем создания более энергоэффективных электромеханических демпферов.

Список литературы

1. Сыромятников В. С. Стыковочные устройства космических аппаратов / М.: машиностроение, 1984. – 215 с.

2. International Docking System Standard (IDSS). Revision E. – 2016. – 142 с.

3. Киселев М. А., Исмагилов Ф. Р., Саяхов И. Ф. Электроприводы управления аэродинамическими поверхностями летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. – 2017. –Т. 24. – №2. – С. 141–148.

4. Электропривод летательного аппарата: п.м. 171949 Российская Федерация: МПК B 64 C 13/00 / Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов, И.Ф. Саяхов; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет». №2016141892; заяв. 25.10.16; опубл. 21.06.17, Бюл. №18.

5. Исмагилов Ф.Р., Саяхов И.Ф. Электромеханический привод стыковочных узлов космических аппаратов, материалы Всероссийской молодежной научно-практической конференции «Орбита молодежи». Томск. 2017. С. 123-124.

Разработка интерактивной системы «Кубус» для обучения детей программированию

Селиванова М.А.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва
smariaa95@gmail.com

В современном мире в связи с повсеместным использованием ЭВМ и технологий автоматизации, основы алгоритмического мышления необходимы любому человеку. Обычно ребенок знакомиться с программированием в старших классах, пробуя текстовые языки программирования. Большинство задач решается только на экране компьютера и задачи не имеют выхода в реальный мир. В итоге дети решают синтетические задачи, что часто вызывает непонимание и как следствие не заинтересованность предметом.

Для решения этой проблемы, мною была разработана интерактивная система позволяющая ребенку дошкольного возраста составлять программы, не используя компьютера и наглядно видеть результат ее исполнения.

Система состоит из мобильного робота и набором команд с RFID метками. Робот считывает метки и проезжает по программе, составленной ребенком. Алгоритм и результат программы виден и понятен ребенку. Предусмотрены задания для выполнения с родителями или в дошкольных учреждениях.

Особенность данного конструктора заключается в том что ребенок наглядно видит результат работы программы, которую он собственноручно выкладывает на поверхности. Поиск ошибки превращается в увлекательную игру, где не обходится и без случайностей. Ребенок знакомится с такими понятиями как погрешность и вероятность. Благодаря тому что конструктор не связан с компьютером, дети не привыкают смотреть в монитор, что положительно влияет на их здоровье, а также развивает мелкую моторику.

В дальнейшем я планирую изменить конструкцию робота для возможности составления разветвленных алгоритмов.

О проблеме роботизации общества

Солосятов Д.И., Артамонов Е.А.
МАИ, Москва
daniilsolosyatov@gmail.com

В докладе всемирного экономического форума сказано, что уже к 2020 году роботы и новые технологии могут оставить без работы 5 миллионов человек. Вместо живых людей работать будет искусственный интеллект. Уже сейчас машины «умнеют» на глазах и заменяют работников в промышленности, сельском хозяйстве, сфере обслуживания.

В первую очередь роботы отнимут у людей профессии, связанные с тяжелым физическим трудом, управлением механизмами и обработкой данных. Уже сегодня потребность в «человеческих» кадрах сокращается в машиностроении, бухгалтерском учете, пищевой промышленности, военной сфере. А специальности, требующие высоких интеллектуальных, творческих способностей и эмпатии пока по-прежнему остаются за людьми. Это, например, преподаватели, врачи, учёные, IT-специалисты и психологи.

Проблема вытеснения людей роботами стала объектом серьезного обсуждения среди ученых: «Я опасаюсь, что искусственный интеллект скоро сможет вообще заменить людей» – заявил знаменитый английский ученый-физик, Стивен Хокинг.

Американское издание Foreign Affairs в своей статье ссылается также на исследования экономистов Эрика Брюнъюлфссона и Эндрю Маккафи. Они утверждают, что роботизация общества грозит ростом неравенства в обществе.

Действительно, реальность превзошла самые смелые ожидания наших предков. Машины не просто научились перемещаться по воздуху, земле и воде – они «думают» и работают за нас.

Роботы считают и измеряют, выполняют сложные и нудные операции на фабриках и заводах. Они почти такие же, как люди, но ещё быстрее, сильнее, выносливее, точнее.

Роботы могут почти всё. Но они не обладают интеллектом и не способны творить. Да, у них идеальная память, вычислительные способности и сверхчеловеческая выносливость. Они работают точнее, быстрее и лучше нас без перерывов на еду и сон. Но они не сравнятся с человеком, пока в них не проснётся сознание.

Чтобы создать робота и «обучить» его всему, нужен специальный человек – робототехник. Именно он создаёт идеи, которые потом реализуют послушные механические исполнители.

Поэтому сегодня роботы — это не машины, а алгоритмы. без робототехника робот – просто кусок железа, который ни на что не способен.

Самообучающиеся интеллектуальные поисковые системы

Суслов А.А., Сарычев А.В., Сокова Е.А.
Научный руководитель — к.т.н. Крючков В.Л.
МАИ, Москва
Alexsuslov@inbox.ru

В настоящее время Интернет широко используется в качестве справочного инструмента. Он стал неотъемлемой частью для обработки, хранения и поиска научной, деловой и других типов информации. Но в связи с увеличением количества информации в Интернете, её динамикой и постоянным обновлением появилась острая необходимость для быстрой и удобной систематизации, обработки и предоставления запрашиваемых данных путем самообучающихся интеллектуальных поисковых систем [1].

Самообучающаяся интеллектуальная поисковая система – такая интеллектуальная информационная система, которая сама формирует единицы знаний, основываясь на примерах реальной практики или на методах стратегии “обучение с учителем”. Система сама накапливает различные примеры реальных ситуаций за определенный период времени и составляет обучающую выборку данных. В ходе обучающей выборки создаются обобщенные правила и формируется база знаний для определения принадлежности ситуации к тому или к иному классу. Базы знаний периодически корректируется по мере накопления информации о ситуациях, подверженных анализу. Стратегия “обучение с учителем” же подразумевает распределение специалистом конкретных взятых примеров к определенным классам различных ситуаций [2].

Построенные по этим принципам самообучающиеся интеллектуальные поисковые системы дают возможность пользователю осуществлять более точный и быстрый поиск запрашиваемых данных. Таким образом самообучающиеся интеллектуальные системы представляют собой один из лучших способов решения для поиска информации в Интернете.

1. Ландэ Д. В. Поиск знаний в Internet. М.: Диалектика, 2005. 272 с.
2. Лорьер Ж. Л. Системы искусственного интеллекта. М.: Мир, 1991. 568 с.

Тренажер съемной подвижной пушечной установки СППУ-22-01

Тимонин Е.А., Гладышев А.П., Белозерский М.С.
Научный руководитель — к.т.н. Емельянов А.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
forst997@gmail.com

Качественная подготовка пилотов и инженерно-технического состава (ИТС) воздушно-космических сил – один из важнейших элементов обеспечения правильной и безопасной эксплуатации воздушного судна (ВС), а также комплекса авиационного вооружения (КАВ). Она

позволяет минимизировать негативное влияние человеческого фактора, то есть позволяет све-сти к минимуму возможность ошибочных действий экипажа и ИТС.

Одним из эффективных способов подготовки и совершенствования полученных знаний является применение современных компьютерных тренажеров различного назначения.

Актуальность тренажерной подготовки имеет устойчивую тенденцию к росту в связи с тем, что человеческий фактор продолжает оставаться основной причиной низкой эффективно-сти применения КАВ. Эффективность авиационных тренажеров, прежде всего, обусловлена их возможностями к обеспечению высокой интенсивности обучения. Кроме этого, подготовка пи-лотов и ИТС на тренажерах, несомненно, выгодна с экономической точки зрения.

Самолет Су-25 вооружен встроенной неподвижной пушечной установкой с пушкой ГШ-30. Кроме того, на четыре подкрыльевые точки подвески могут быть дополнительно установле-ны подвесные контейнеры СППУ-22-01 с подвижными в вертикальной плоскости пушками ГШ-23.

Для привития и отработки навыков работы со съемной подвижной пушечной установкой СППУ-22-01 самолета Су-25 был разработан тренажер.

Тренажер включает:

– ноутбук с анимированным виртуальным пультом подготовки данных, индикатором подвесок, щитком системы управления вооружением в кабине пилота;

– макет СППУ-22-01 на балочном держателе расположенный под фрагментом крыла летательного аппарата, закрепленном на металлической стойке;

– джойстик (имитация ручки управления самолетом);

– веб-камеру с наложенным изображением прицельной марки (имитация прицела);

– имитацию пристрелочной мишени;

– ноутбук (монитор) на котором демонстрируется 3D-модель установки, ее внешний вид и размещение на летательном аппарате.

Применение разработанного тренажера позволяет в аудиторных условиях:

1. Обучать специалистов авиационного вооружения предполетной подготовке используя анимированный виртуальный пульт подготовки данных.

2. Визуализировать принцип холодной пристрелки:

2.1. В имитаторы стволов пушки тренажера встроены лазерные светодиоды, которые в совокупности с пристрелочной мишенью позволяют визуализировать процесс установки и из-мерения расстояния между осями каналов стволов, который осуществляется на реальном лета-тельном аппарате по холодной трубке пристрелки регулировкой винтов муфтыострела.

2.2 Наложением прицельной марки веб-камеры и отметок лазерных светодиодов имитаторов стволов пушки на пристрелочную мишень тренажер позволяет визуализировать процесс пристрелки СППУ-22-01.

3. Обучать летный состав боевому применению СППУ-22-01 с визуализацией ее принципа действия:

3.1 Используя анимированный виртуальный щиток системы управления вооружением в кабине пилота обучать:

а) регулировке длины очереди снарядов при стрельбе из СППУ двумя способами:

– режим ручной отсечки (очередь прекращается по отпусканию боевой кнопки);

– режим автоматической отсечки (очередь автоматически прекращается после отстрела определенного количества снарядов).

б) работе в режимах:

– фиксированного отклонения стволов;

– программируемого отслеживания точки прицеливания.

в) выбору количества применяемых установок: «по 2»или сразу всех подвешенных СППУ «по 4».

3.2 Используя анимированный виртуальный индикатор подвесок обучать контролю используемых точек подвески, вооружения и остатку боеприпасов.

4. С помощью действующего макета и транслируемой 3D-модели дать полное визуальное представление о внешнем виде, устройстве, способу подвески, принципах работы и боевом применении СППУ-22-01 самолета Су-25.

В результате внедрения тренажера в учебный процесс кафедры были сделаны выводы, что он позволяет:

– улучшить качество подготовки курсантов;
– сократить сроки обучения;
– снизить стоимость подготовки;
– сэкономить ресурс боевых самолетов;
– сократить расход горюче-смазочных материалов.

Авторами продолжается работа по совершенствованию разработанного тренажера.

Облик задающей части программно-аппаратного комплекса функционального контроля

Титова Е.И., Калмыков А.В.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Захаров И.В.
МАИ, Москва
titovii.k@gmail.com

Статистически выявлено, что 70% случаев эксплуатационных отказов при использовании ракет «воздух-воздух» малой дальности (РВВ МД) приходится на ее систему наведения (СН), что приводит к снижению эффективности применения ракеты.

Для решения данной проблемы в [1] предложено использовать метод функционального контроля (ФК) с использованием программно-аппаратного комплекса (ПАК) ФК.

Для реализации ФК используются методы моделирования теории подобия, а также метод гармонического баланса теории автоматического управления.

Схема контроля представлена объектом функционального контроля (ОФК) – СН ракеты, подлежащей испытанию; а также математической моделью объекта функционального контроля (М ОФК) – идеализированным объектом. Первичный стимулирующий сигнал подается синхронно на ОФК и М ОФК, с выходов которых снимаются выходные сигналы, которые далее поступают на устройство сравнения (УС). УС проверяет сигналы на рассогласование в соответствии с контрольным условием.

Основной механической задающей частью является стенд гармонических колебаний (СГК), реализующий начальное стимулирующее воздействие с заданными параметрами на датчики системы управления ракеты и ее головки самонаведения (ГСН). СГК включает в себя подвижную, измерительную, колебательную и несущую системы (ПС, ИС, КС и НС соответственно). ОФК вместе с подвижной системой образует сбалансированную подвижную массу (СПМ). Конструктивной основой СГК выступает НС. Гармонические затухающие колебания по заданному закону генерируются и передаются к ПС с помощью КС. ИС осуществляет преобразование механического движения ПС в электрический сигнал $U\alpha(t)$.

Для нормальной работы ПАК ФК необходима корректная генерация стимулирующего воздействия, исключающего вхождение СПМ в режим резонанса. Также необходимо обеспечить работу СН в линейной зоне с учетом характеристик измерителей СН – датчиков линейных и угловых ускорений ГСН.

Список литературы:

1. Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А. МОДЕЛЬ ЗАДАЮЩЕЙ ЧАСТИ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ // Вестник Московского авиационного института, 2017. Т. 24. №2. С. 69-78.

Проблема анализа результатов полунатурного моделирования и разработка программы обработки телеметрической информации

Тупицын А.В.
МАИ, Москва
Anton.tupicin@gmail.com

Современные управляемые авиационные средства поражения представляют собой сложные, высокотехнологичные и дорогостоящие технические системы, нуждающиеся в детальной проработке каждого отдельного составного элемента, а также отработке всевозможных штатных и внештатных ситуаций и сценариев применения.

Процесс разработки нового изделия неразрывно связан с моделированием. Наиболее доступным является математическое моделирование, однако оно не может охватить весь спектр и вариативность задач. Наиболее точным является натурное моделирование, но такие испытания крайне дорогостоящие и не всегда реализуемые в виду ограниченности доступной материальной базы. И поэтому полунатурное моделирование является оптимальной альтернативой другим видам моделирования по соотношению доступности проведения и точности результатов.

Полунатурное моделирование (ПНМ) – это экспериментальный метод исследования боевых возможностей авиационных боевых комплексов и управляемых авиационных средств поражения, при котором в контур математического моделирования боевой задачи включены реальные бортовые системы, авиационные средства поражения, физические имитаторы бортового радиоэлектронного оборудования, а также специализированные средства моделирования (стенды), основной задачей которых является имитация внешних физических воздействий на системы комплекса бортового оборудования. [1]

Но одной из главных проблем ПНМ является сложность обработки результатов экспериментов. Так как для анализа результатов испытаний и получения точных значений различных параметров изделия (такие как скорость, высота, расчётная дальность до цели и прочие характеристики) выходные данные с комплекса ПНМ необходимо обработать с помощью специального программного обеспечения.

Обычно, такое программное обеспечение поставляется в комплекте с комплексом полунатурного моделирования. Но, как правило, программное обеспечение пишется, без учета специфики предприятия и изделия, для которого разрабатывается комплекс. По этой причине, на текущий момент, обработка телеметрической информации (ТМИ) представляет из себя трудоемкий процесс сильно тормозящий разработку изделия и подготовку его к завершающему этапу опытно - конструкторских работ.

Поэтому в рамках научной работы была разработана программа обработки ТМИ, повышающая качество и скорость обработки результатов, получаемых в ходе полунатурных испытаний.

Для написания программы была выбрана система MatLab. До разработки, рассматривались и другие языки программирования, но поскольку основная задача программы ориентирована на обработку и визуализацию информации, выбор был сделан в сторону инженерной системы, снабженной обширным инструментарием для решения поставленных задач.

Программа состоит из скриптов, выполняющих различные задачи. Количество скриптов достаточно велико, но группируя их по выполняемым задачам можно выделить несколько ключевых модулей: модуль инициирования, модуль графического интерфейса, модуль обработки файлов ТМИ, модуль построения графиков и модуль воспроизведения ТМИ.

Также с целью восстановления полной картины полёта, был разработан алгоритм, позволяющий по данным телеметрической информации восстановить трассу полета изделия с визуализацией пилотажных углов. На практике, такое сопоставление позволяет обнаружить некорректное поведение изделия в полете и обратить внимание на неправильную работу систем управления и наведения изделия.

1. Технология полунатурного моделирования. Сайт ФГУП «ГосНИИАС». URL: http://www.gosniias.ru/pages/tpm.html (дата обращения: 29.11.17).

Вопросы безопасности применения беспилотных летательных аппаратов при разработке интеллектуальных систем управления дронами

Шинова К.Д., Гареева Э.Л.
Научный руководитель — к.т.н. Ширяев О.В.
УГАТУ, Уфа
kamillashinova@mail.ru

История развития беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) началась с момента изобретения радио и открытия электричества. Первым радиоуправляемым аппаратом стал аэростат, созданный для бомбардировки Венеции австрийскими военными в 1849 году. С начала первой мировой войны многие страны начали стремительно разрабатывать средства беспилотной авиации. Так появились первые планеры, аэропланы-бомбардировщики и авиаторпеды. Впервые полностью радиоуправляемый полет был совершен гидросамолетом под названием Curtiss F-5L в 1924 году. Следующими стали такие изобретения, как планирующие бомбы, бомбардировщики-торпедоносцы и ряд управляемых авиабомб. На рубеже 21 века БПЛА вышли на новый уровень популярности благодаря развитию GPS-систем, которые активно использовались в военных целях как платформы для наблюдения и разведки.

Постепенно БПЛА стали применяться не только в военной отрасли, и уже в начале 21 века вышли далеко за пределы армейских нужд. Сегодня любой БПЛА принято называть дроном. Такие беспилотники получили свое признание в совершенно разных областях человеческой деятельности, начиная от развлечений и заканчивая промышленным производством. Дроны обладают широким рядом преимуществ. Это простейшая конструкция, управление которой осуществляется посредством пульта и не требует особых умений.

Существует большое количество дронов, отличающихся друг от друга такими характеристиками, как: размер, скорость полета, грузоподъемность и так далее. Большой популярностью пользуются аппараты средних размеров, которые удобно носить с собой. Они имеют хорошую стабильность полета и не только. Есть дроны, предназначенные только для развлечения, и есть те, что приносят пользу и выполняют сложные серьезные работы.

Около пятидесяти стран мира применяют дроны в военной сфере. Ударные беспилотники имеют большую автономность и меньшие затраты на эксплуатацию, чем пилотируемые летательные аппараты. Дроны могут осуществлять следующие функции:

- разведка и обозначение целей;
- осуществление военных ударов;
- транспортировка грузов;
- перехват информации от станций радиолокации и передача на землю;
- патрулирование границ и береговых линий.

Американская компания Amazon вложила миллионы долларов в беспилотники для того, чтобы применять их как доставщиков товаров клиентам, чтобы сократить время доставки. Также они имеют широкое применение в сельхозпроизводстве. Фермеры их используют для таких задач, как: картография, засев и вспрыскивание, обеспечивая таким образом контроль на ферме. Компания Facebook заявила о своем плане создать БЛА, который благодаря солнечной батарее сумеет беспрерывно летать несколько месяцев. Цель этого проекта – организовать обитателям сельских поселений доступ во всемирную сеть. Использование дронов для фото и видеосъемки стало очень популярным видом развлечения. Квадрокоптеры внесли кардинальные изменения в качество съемки фотографий и видео с больших высот. Преимущество их использования состоит в обеспечении безопасности жизни репортеров, работающих на масштабных и многолюдных мероприятиях. Также квадрокоптеры доставляют лекарственные средства, медоборудование в случае войны или стихийных бедствий, широко используются при поиске людей, которые попали в чрезвычайную ситуацию.

Несмотря на все перечисленные достоинства применения дронов, существуют и недостатки. Использование дронов привело к появлению ряда проблем, связанных с безопасностью. Они заключаются в проникновении устройств на запретную зону, создании аварийных ситуаций в зоне полета пассажирских самолетов, при тушении пожаров вертолетами. дронов в федеральной службе безопасности. Чтобы избежать подобные ситуации законодательные органы приняли закон о регистрации владельцев дронов в федеральной службе безопасности. Такая мера не является эффективной, так как пилот при управлении дроном может не подозревать о нарушении правил безопасности. Для решения этой проблемы необходимо интегрировать использование БПЛА и пилотируемой авиации общего назначения в единое воздушное пространство. Разработка интеллектуальной системы управления дронами поможет обеспечить безопасность, если учесть основные аспекты при совершении полета. На этапе планирования запуска анализируются и фиксируются такие характеристики, как время полета, маршрут, алгоритм возврата по преодоленной траектории в случае потери связи с оператором, исключение попадания дрона на запретные территории, погодные условия, изменяющиеся с высотой и расстоянием. Такое программное обеспечение позволит обеспечить безопасность использования БПЛА во время полета, существенно снизить аварийность при эксплуатации, упорядочить их передвижение в соответствии с нормами, регулирующими деятельность применения беспилотников.

Direction №11 International session (in English)

MUffling Supersonic Technology (MUST)
Alshaalan Mehmed
MAI, Moscow
mehmedalshaalan8818@gmail.com

The idea is to design the airplane so that the shockwaves that are produced in supersonic flight arranged in such a way that you don't have a boom.

Introduction:

Overcome the sonic boom barrier and open the door for development of a new generation of environment-friendly supersonic civil transport aircraft

Overall Requirement

- Demonstrate that noise from sonic booms can be reduced to a level acceptable to the population residing under future supersonic flight paths.
- Create a community response database that supports an International effort to develop a noise based rule for supersonic overflight

Approach

- Partner with regulatory agencies and communities to create a roadmap for community response study and rule development
- Revitalize the excitement of manned X-Planes using a focused and cost-effective approach to design and operate a low boom research aircraft
- Partner with industry and government agencies to formulate, obtain approval, and execute MUST.

Market Growth & Economic Benefits:

- MUST will pave the way for the development of a noise design standard for overland flight and new generations of supersonic civil aircraft.
- Initial market is supersonic business jets (350+ aircraft) followed by supersonic commercial transports as technology matures. Supersonic civil aircraft market could grow to over 1000 aircraft.
- Economic benefit from manufacturing and employment alone is substantial. The additional economic benefit to business and leisure passengers is difficult to quantify, but would also be substantial on a global scale.

Can you imagine flying from New York to Los Angeles in half the time?

Think about it. Commercial flight over land in a supersonic jet would mean less time in-flight; less time in a cramped seat next to your new, and probably unwanted.

Couldn't Concorde do that? Nope. Concorde, which last flew in 2003, utilized 1950s technology, was only supersonic over the ocean and was deemed too noisy to fly over people. It also burned a lot of fuel and was an expensive ticket. Approximately $15,000 for a round-trip seat in today's dollars! That makes our wallets hurt.

Ok, so just build a new Concorde with new technology that saves fuel. Well, it's really not that easy. Since 1973, supersonic flight over land has been forbidden in the United States because of the noise from sonic boom. A new supersonic commercial airplane needs to beat the boom problem and be efficient as well.

Proposed Goals:

Supersonic Overland Sonic Boom Standard and Analysis Tools Based on Sound Scientific Data.

Overcome the barriers to low-noise sonic boom aircraft development and the prohibition against commercial supersonic overland flight.

- Commercial Supersonic Technology (CST) Project Goal:

– CST-Goal 1 – Generate a low-noise sonic boom database, including community response, which will support the ICAO/CAEP development of a certification standard for commercial supersonic overland flight.

• MUST Project Goals

– MUST -Goal 1 – Design and build a MUST aircraft with low-noise sonic boom signature characteristics acceptable to communities and traceable to future civil supersonic airliners.

– MUST -Goal 2 – Acquire sonic boom signature data that will validate low-noise sonic boom design theory and improve the understanding and prediction of atmospheric effects on low-noise sonic boom signatures.

– MUST -Goal 3 – Demonstrate that MUST aircraft will produce a predictable range of low-noise sonic boom signatures appropriate for community response testing.

Overall Concept of Operations:

Proposed MUST Project Phases

Phase 1

Aircraft Development

- Detailed Design.
- Fabrication, Integration, Ground Test.
- Checkout Flights.
- Subsonic then Supersonic Envelope Expansion.

Phase 2

Acoustic Validation

- Near- and Far-field Measurements.
- Ground Measurements.
- Initial community response overflight study.

Phase 3

Community Response

- Multiple campaigns over representative communities and weather.

Collaboration Opportunities:

• MUST Overarching goal is to obtain the data required to impact regulatory change.

• Envision significant partnerships with industry, academia, and international partners during acoustic validation and community response testing:

– Turbulence effects and modeling.
– Ground and atmospheric measurements.
– Development of test protocols and procedures.
– Community response testing.
– Mach cut-off acoustics.

Summary:

• MUST's vision is to overcome the sonic boom barrier and open the door for the development of a new generation of environment-friendly supersonic civil transport aircraft.

• Technology is ready for a flight demonstration.

• Top-Level project and aircraft requirements and the Concept of Operations have been defined.

• Envision significant partnerships opportunities during acoustic validation and community response testing.

• MUST Aircraft Preliminary Design is underway.

Wingless aero plane

Babu J.G., Luke R.R.
Scientific supervisor — Santhamurthy.G
Children space club
mailbjp27@gmail.com

WINGLESS AEROPLANE

Luke Rufus Raj. , Jayaprakash Babu.G
Children Space Club of India.
Guntur, Andhrapradesh. India

Abstract:

The present paper emerges with a novel idea of wingless aero plane. Though its true man's dream to fly was invented by Wright brothers. Ever since Wright brothers invented the aero plane, the aviation technology developed drastically. To date the supersonic aero planes are in use, and the quest is on to develop the aviation technology, wide design of the aviation body, the shape of the aero plane and the wing design.

It is true that man had to learn from the nature i.e birds, At the same time, it looks the man got struck with limitations, the reason is birds fly in low altitudes, the maximum height reached by an eagle is 2700 feet, where the atmosphere pressure is 680. While other birds fly up to height of 1000 feet, where pressure is 733 mm Hg. It is evident that as the altitude increases the atmosphere pressure decreases,

Obliviously the decrease in aero dynamics, In other words the significance of the wings, Usually the aero planes fly in this altitudes for few minutes, The commercial aero planes fly at the altitudes of 30000 to 40000 feet, where the atmosphere pressure is 226.1 to 141.2 mm Hg. Here at this altitudes the flights spend the most of their travel time viz 10 hours to 20 hours.

Considering the design of the flight at this altitude, the role of wing is almost nil, rather it might work adverse, it becomes a constraint to reach higher velocities. This was the ignored area in the research and development of aviation technology. But the crucial thing to take off from the ground and to land, the flight needs the wings.

Here comes the new design of the aero plane, when the wings are removed, the design of the body of flight needs a change, Instead of parabolic shape in second half of the aero plane, it will take the shape of concave on the entire aero plane . The existing design works adverse, the aero plane is let to fall it falls freely, there is no opposition to the air, the design is such that air escapes from the sides easily.

Now the present proposed aero plane will have concave shaped bottom, all the air is blocked by the concave shape, the flight experiences buoyancy from the bottom, thus making take off easy.

Once it reaches the altitudes of 40000 feet, where the pressure is 141.2 mm Hg, the temperature is -40-55 degree centigrade's, there is nothing that constraints the speed. At the altitude of 100000 feet, where the atmosphere pressure is 8mm Hg, one can imagine the velocities that flights can obtain

It could be possible 1000 mile a hour too possible.

Moon habitat- Power station & Communication equipment

Baraskar Aditya
MAI, Moscow
aditya.baraskar@gmail.com

Moon Habitat

Power station & Communication equipment

From 1959 US and Soviet Union are trying to get a fortress on moon, in 1961 US air force want to design 21- man underground lunar base to built by 1968 and also ezda moonbase (звезда), also known as DLB lunar base was a Soviet plan and project from 1962-1974 to construct a crewed

moonbase as successor to the N1-L3 crewed lunar expedition program. But unfortunately the programs never happened and we are more focused on satellite system and experiments but right now most of the space agency is now focusing on interplanetary travel and making the base, for this, we should start from moon base and with a new idea and more batter technology.

The potential use of moon base

Resource mining (oxygen, rocket fuel, construction materials)

Energy (solar power, helium 3 mining for nuclear fusion)

Astronomical observations from the moon's far side

Tourism (it will take long shot)

The first three is starting phase of moon base mission in which we will do mining, astronomical survey and research experiments to know more about the moon and how to use moon with full efficiency.

In this paper I am going to show the full plan for moon mission for 180 days with timeline of 2020 to 2050 and more focused discussion on power management and communication system, for new construction of moon mission for making a permanent base, The space agencies have been studying the feasibility of using nuclear fission power plants to support moon bases also we can use solar power as an alternative energy source for daytime. There are so many experiments are testing out in different agencies for nuclear power generation using H3 and other feasible elements are available on the moon base.

If we use a small fission-based nuclear reactor coupled with a Stirling engine can generate up to 40 kilowatts of usable energy, enough to support a moon base, which can be easily used by eight house for example at ISS use four giant solar arrays which generate up to 120 kW can be used for 42 house.

And also we are using a photovoltaic solar array-powered cryogenic storage regenerating fuel cell system. A 5 kW continue production system can store up to 2,000 kW. And in the lunar night we can use the nuclear reactor or space-based solar power system which will be transmitted wirelessly as there are so many experiments are going on like in Japan they transmit energy through microwave frequency and they are planning to go for laser too. As for the lunar base, we can use a fixed orbit laser system, with a 16.1-hour orbit period that required a surface receiver installation with 525 kilowatt-hours of energy storage. The laser was powered and fired when it was both in direct sunlight and in direct line-of-sight with the Moonbase.

As we are using space-based solar power station we need one more concept that uses of several separate solar collectors situated on high lunar mountain peaks, or so-called “peaks of eternal light,” each connected directly to the base via electric cables, lasers, or reflected solar beams. Such a system would approach a continuously-powered polar Moonbase. Periods of darkness as long as 36 hours may still be likely, requiring additional energy storage capacity, estimated at 540 kilowatt-hours.

For communication system I like to propose in this paper with For the transmission of live panoramic video, exploring the moon through teleoperation and telepresence. We will transmit with BW of 7.5 Mbps. as we know most of the probs uses 100 kW for the communication system so for this BW limited to less by 10 MHz. The tough environment on the moon introduces additional challenges of survivability and reliability. A communication system based on a phased array antenna, Nyquist QPSK modulation which can satisfy requirements of continuous high data rate communication at low power and bandwidth 3 ground stations may be in the US, Russia, and Australia with 22m parabolic antennas are required around the world to maintain continuous communication. The transmission will then be relayed via satellite to the current control station location.

We will use various bands like S, X, Ku, Ka for space systems but due to limit power management system and for the rovar S and X band preferable for ground support and rover system with the frequency of 8450- 8500 MHz it can support to transmit raw video and data at 7.7 Mbps.

The moon base is having timeline form 2020- 2050 in which we have different phases to work on from creating a new base to making a substation for future interplanetary mission, so that in future if we have to move our expedition from mars we can make our rocket on moon or fuel it

using H3 which can make much good fuel option and we can lift off our rocket system also we can use moon base for astronomical survey. As we are using wireless power transmission for space-based power system we can directly use our orbital module for transmitting data and power.

Analysis And Development Of Bio-Plastic From Algal Biomass For Composites

Kanika Aggarwal
Scientific supervisor — academician, Ph.D. Nishant Gaurav
Moscow Automobile And Road Construction State Technical University, Moscow; India
gauravnishant315@gmail.com

Bio-plastics are bio-based materials, usually easy biodegradable, derived from renewable resources. Bio-plastics can be defined as plastics made of biomass such as corn, sugarcane etc. These substances have been increasingly spotlighted as means to saving fossil fuels, reducing CO2 emission and plastic wastes. Biodegradability of bio-plastics has been widely publicized in society as they are seen as a viable solution to avoid some environmental impacts caused by the use of fossil-based conventional plastics. In this context, the general objectives of this study entail the analysis and the development of bio-plastics composite from waste algae biomass and the project deals with "ANALYSIS AND DEVELOPMENT OF BIO PLASTIC FROM ALGALBIOMASS FOR COMPOSITES". The idea of transforming algae biomass into bio-plastics is based on the two reasons that the conventional ways of making plastics are environmental unfriendly, which generate enormous toxic pollutants, and more biomass is wasted every day because of the extracting of biodiesel from algae .Our study comprises to convert soluble biopolymers to bio-plastics using suitable green plasticizers like glycerol and sorbitol. We make use of the biopolymers from algae wastes that contain starch .Finally; we investigate the possibility of transforming cellulose wastes – epidermis of plants, corn leaves and fibers of vegetables into bio-plastics. It is found that transforming food wastes into useful bio-plastics is possible and the principle behind is simple and green. The present invention relates to the synthesis of bio plastic from the algal rejects of KAPPAPHYCUS ALVARZII with the addition of Glycerol and sorbitol as plasticizers along with starch as a core component in proper compositions and optimized amount which obtained through various trial and experiments. This project also deals about design, fabrication, and testing of mechanical properties of bio-plastic for the application in automobile sector and aerospace sector. The testing conducted in various testing centers and the testing result obtained and shown in this project.

Dynamic Modelling, Simulation and Testing of Twin-Rotor VTOL Mini UAV

Panda Manabesh
Scientific supervisor — academician, Ph.D. Naba K.P.
IIT Kharagpur, India
manabesh.panda@gmail.com

Flight control is an essential control problem which appears in many applications, such as spacecraft, aircrafts, and helicopters. Within the research activities on the aerial vehicle control, our work has been focused on Vertical Take-Off and Landing (VTOL) aircraft model, particularly the Planar Vertical Take-Off and Landing (PVTOL) or Two-rotor VTOL aircraft system. It is based on a simplified real aircraft model which possesses a minimal number of states and inputs but retains the main features that must be considered when designing control laws for a real aircraft. It also serves as a support for researchers interested in helicopter aerodynamics, because it represents a simplified mathematical model of a helicopter.

The PVTOL aircraft system is an underactuated system, since it possesses two inputs u1 and u2 and three degrees of freedom [x, y, theta] and it moves on a plane. The PVTOL aircraft is composed of two independent motors which produce a force and a moment on the vehicle. The

main thrust is the sum of each motor thrust. The roll moment is obtained by the difference of motor's angular velocities.

Here the detailed dynamic modelings of a typical two-rotor VTOL aircraft have been studied and some useful standard mathematical tools for nonlinear systems control design have been reviewed and analyzed. Then by using those tools we have developed an energy-based (or Lyapunov function based) nonlinear controller for a PVTOL twin-rotor aircraft. We have simulated our system using MATLAB/SIMULINK and have validated the results with the existing literatures. Then we have preceded further to implement our control algorithm in a real twin-rotor VTOL prototype.

Here in this protoype, the rotors are driven separately by two electric DC outrunner motors. One motor rotates clockwise while the second one rotates counter-clockwise. The rolling moment is obtained by increasing (or decreasing) the speed of one motor while decreasing (or increasing) the speed of the second motor. Each motor is linked to a speed controller which is itself connected to the microcontroller.

The vehicle's fuselage is fabricated of sun-board (Choroplast) and carbon fiber. Two counter rotating propellers provide the thrust for altitude control and differential thrust for roll control; propulsion of the vehicle relies on two brushless motors, while the control surfaces (elevator and ailerons) are used for attitude control (for pitch and yaw).

The microcontroller ATmega328P is the main component of the OFS, with a processing speed of 16 MHz and a 32 KB flash memory. It acquires the sensor signals, and stores and calculates the control algorithm to derive the vehicle's actuators through the power interface. Concerning the peripherals, the ATmega328P features 14 digital I/O pins (of which 6 provide PWM output), 4 serial ports, 2 I2C ports and 6 ADCs. Only 4 PWM outputs are used to control both the brushless motors (for propellers) and servo motors (for control surfaces). Two serial ports are respectively used to communicate the IMU with the microcontroller and to transmit the vehicle's flight data. 4 input capture channels acquire the pulse position modulated (PPM) signal from the radio control, which is decoded so that the user can introduce attitude setpoints and external user input for manual operation.

A InvenSense MPU6050 GY-521 inertial measurement unit (IMU) is employed to sense the attitude of the vehicle, which was configured to provide the gyro-stabilized Euler angles and rate vector. The microcontroller pings the IMU to request the attitude measurements, which are transmitted to the microcontroller by serial protocol.

The VTOL aircraft is designed to move in all direction (i.e. 6DOF). It is hung along its center of gravity, inside a netted room of dimension 12ft*12ft*15ft by means of a nylon string at a height of 2ft from the ground. A 2 inch layer of thermocol is spread on the floor of the netted room for ensuring less damage to the vehicle in case it falls on the ground.

The control law is implemented on the microcontroller through PC. For this experiment, firstly, the vehicle stabilizes its attitude. Then command is given by the Remote controller to the receiver of the vehicle to takeoff and maintains a particular height. Then perturbation commands are given to see the response of the vehicle.

The position and orientation of the VTOL have been obtained from onboard IMU. We have developed a real-time environment to be able to validate the proposed control law. The experimental results showed a satisfactory behavior of the closed-loop system.

Mission architecture project Moon (Moon base)

Pradhan N.K.
Scientific supervisor — Professor, Candidate of technical sciences, Dr. Panasenkov V.
MAI, Moscow
pradhanneeraj97@gmail.com

Moon is inspiring us from generation to generation as it stands as a single celestial body glowing as white sphere and changing its shape in our horizon at night sky from begging of our world. It always being mysterious and unknown for us from past decades as we can see only one

side of the moon. It controls our ocean and life on earth. Without moon we won't be in earth. It's the strongest celestial entity after sun. In early days some of the nation took bold step to explore moon sending robotic mission, sample collecting missions, and ultimate is human moon landing mission. But from past 6 decades there are no more serious efforts to expanding the human presence beyond low earth orbit accept very few lunar orbiting mission. Because of its proximity to Earth, the Moon has been seen as the most obvious natural expansion after Earth.

Moon is uniqueThe Moon is an astronomical body that orbits planet Earth, being Earth's only permanent natural satellite. It is the fifth largest natural satellite in the Solar System, and the largest among planetary satellites relative to the size of the planet that it orbits (its primary). Following Jupiter's satellite Io, the Moon is second-densest satellite among those whose densities are known

Why we should go to moon?

Moon is one and only celestial body which is nearest to earth (3, 80,000 km). It can give us a rough idea and rehearsal to prepare our self to explore beyond , To prepare us for our next deep space voyager mars , asteroid belt and further (moons of Jupiter and Saturn) which may have potentially having life or may be in past. If we able to discover life away from earth, I think that will be the ground braking discovery ever in human history. Which will concludes us for to become a multi planetary species.

Colonizing moon and putting a permanent base at moon in near future will allows us to understand the complexity of space environment and mission critical levels of space exploration. The most challenging and hazards for deep space exploration (radiation, human psychology behavior, isolation, micro-gravity effects, cardio-vascular changes, boon louse.

The Moon is thought to have formed about 4.51 billion years ago, not long after Earth. The most widely accepted explanation is that the Moon formed from the debris left over after a giant impact between Earth and a Mars-sized body called Theia. There are lots to explore at moon as we never explore the dark side of the moon and its poles may be in the deep craters and high polar mountains there may be dry ice deposit. Discover helium-3 , which is an very efficient rocket propellant, which can fuels our space craft to voyage further. The 1/6 earth gravity & no atmospheric drag of moon allows easy to access space due to having less escape velocity . The average composition of the lunar surface by weight is roughly 43 % oxygen, 20 % silicon, 19 % magnesium, 10 % iron, 3 % calcium, 3 % aluminum, 0.42 % chromium, 0.18 % titanium and 0.12 % manganese.The central goal of human space exploration is (or ought to be) the development and settlement of space. Sustained presence on the Moon will require aggressive use of insitue lunar resources (ISRU), and emphasis should be placed on the exploration for and use of lunar resources (see for a review of lunar resource potential). Although science is not the driving reason for human exploration, it will benefit greatly from ISRU and the entire infrastructure developed to support human settlement. Identification of potential resources has its roots in the fundamental science resulting from sample analysis, field work, and remote sensing of the Moon. Prospecting and extracting resources will create new capabilities and opportunities for the scientific exploration of the Moon.

Lunar outpost construction challenges:- Cosmic radiation & Meteorite bombardment ,Solar radiation expose

Extreme temperature fluctuations at day and night crates challenging environment to various systems to work

Habitation module Design:-Because the moon has no atmosphere it won't have any solar radiation protection. There are extreme temperature fluctuations there is no protection from gama ray and no meteoroid shield as no friction by atmosphere a inflatable self deployable light weight structure, b> inflatable scaffold membrane structure c A hollow closed-cell structure d light weight composite to provides a good combination of strength and weight lunar base of inflatable modules covered in lunar dust for insulation. A spaceship, assembled in low Earth orbit, would launch to the Moon, and astronauts would set up the igloo-like modules and an inflatable radio mast. Subsequent steps would include the establishment of a larger, permanent dome; an algae-based air purifier; a nuclear reactor for the provision of power; and electromagnetic cannons to launch cargo and fuel to interplanetary vessels in space. e (hollow cellular structure for solar radiation and meteoroid protection.

Ion Propulsion Systems

Shahi Saurav
Scientific supervisor — Corresponding member, Candidate of Technical Sciences, Amit K.S.
Robert Bosch Engineering and Business solutions, Bengluru, India
srv2212@gmail.com

An ion thruster or ion drive is a form of electric propulsion used for spacecraft propulsion. It creates thrust by accelerating ions with electricity. Ion thrusters are categorized by how they accelerate the ions, using either electrostatic or electromagnetic force. Electrostatic thrusters use the Coulomb force and accelerate the ions in the direction of the electric field.

It is a technology aimed at achieving thrust with high exhaust velocities, which results in a reduction in the amount of propellant required for a given space mission or application compared to other conventional propulsion methods. Reduced propellant mass can significantly decrease the launch mass of a spacecraft or satellite, leading to lower costs from the use of smaller launch

vehicles to deliver a desired mass into a given orbit or to a deep-space target. These thrusters operate in the power range of hundreds of watts up to tens of kilowatts with an

Isp of thousands of seconds to tens of thousands of seconds, and they produce thrust levels typically of some fraction of a newton. Ion and Hall thrusters generally use heavy inert gases such as xenon as the propellant. Other propellant materials, such as cesium and mercury, have been investigated in the past, but xenon is generally preferable because it is not hazardous to handle and

process, it does not condense on spacecraft components that are above cryogenic temperatures, its large mass compared to other inert gases generates higher thrust for a given input power, and it is easily stored at high densities and low tank mass fractions

Development of multipurpose Stratosphere system for high-altitude pseudo satellites (HAPS)

Thomasjayachandran A.V., Yair Pina
Samara University; Chennai, India
aurthur01@gmail.com

High altitude experiments such as Remote Sensing, Space Observatory, Earth Observation and Earth Monitoring are in great need. It is required by both education and industry for performing scientific experiments and also to collect data for acquiring knowledge. Also, Astrobiology and astrophysics studies can be performed at such altitudes.Even though a lot of interest in high altitude experiments are shown there is lack of high altitude platforms and infrastructure that can deploy the payloads or experiments to the required altitude. We developed a multipurpose capsule for deploying payload at higher atmospheric altitudes as there is no platform existing (especially in Latin America).The purpose of our project was to develop a reusable cheap high altitude modular capsule platform to integrate various payloads for a single launch. The payloads could be from student designed sensors, a nanosatellite demonstrator or an Industry/military required payloads that needed to be deployed in high altitude.Many designs such as helium weather balloons, sounding rocket, and glider systems were analyzed. The optimum solution was decided primarily on development cost and development time frame.

High-altitude pseudo satellites (HAPS) have direct use on 1. localized coverage, monitoring and surveillance activities. 2. To provide 4G and 5G telecommunication support, 3. Observation of traffic and vigilance, 4. Optical experiments such as Astrophysics, weather monitoring and disaster management systems and 5. Scientific Instruments such as radiation and astrobiological studies.

Aztratos the multipurpose capsule has a hybrid use of both drone and a satellite with far less cost. They have onboard green energy generating systems like a hydrogen-powered micro gas turbine engine, Fuel cells, wind turbine and solar panels. The carbon footprint of such systems is practically negligible compared to rocket and other systems to put equivalent satellite system in orbit.The advantage over drones is it can lift more payload mass, can operate for longer duration

and no noise compared to the propeller wings of drones. A need for an innovative frame for stoving any kind of payload was considered.The internal structure has to have huge volume and support payloads of all geometry.

Mission and Technology fulfillment

To integrate and accommodate payload efficiently without any virtual files of payload providers, To perform technology demonstration of launch, safe landing and retrieving of payloads,

To provide reusable capabilities at reduced cost,

To implement modular based design function for stability of flight,

The first mission was to demonstrate launch and retrieve systems,

The capsule would reach an altitude of 30 km and then descend via parachutes.

The future iteration of the system is to replace geostationary satellite with high altitudes satellites and this would be the best space debris prevention system. this demonstration mission would help us understand high altitude winds and to determine the power requirement for an external propellor to provide a balance of wind force for a stationary coverage.

Onboard systems requirements

The lift is produced by a lightweight gas such as helium. All necessary regulation systems such as radar reflector, beacons, LED flashlights etc, are placed in the systems. Propellers to withstand wind drift are placed to follow the trajectory designed perform on differential control.

All kinds of housekeeping sensors such as barometers, pressure, temperature, radiations etc.. are placed on board irrespective of the payloads. The capsule has passive thermal control to maintain the inside of capsule in between -15°C to + 50°C range at all times.

The future of long duration flight

The evolution of the Aztratos is to maintain a long duration flight for a minimum of one year. Main components that were used to design the system are as follows cost- mass ratio, power - mass ratio and duration. The long duration balloon requires a power system that can provide year-long supply.The next parameter is the stabilizing equipment, in any kind of turbulence, wind conditions and jerks the scientific instruments must not be disturbed by the external conditions. Highly advance gyroscopic stabilization equipment are required. The Capsule system should be able to withstand extremely high-temperature fluctuations and wind drifts. Aztratos is a rapid spaceport infrastructure for developing and non-space faring nations. The project was undertaken ambitiously to overcome the disadvantages of a national rocket launch system. Aztratos is a high altitude system commercially placed between a Satellite and a Drone/UAV system but has more outstanding capabilities.

A Robust H-infinity Loop Shaping Controller Design for Unmanned Aerial Vehicle

Trifonov Maksim
Scientific supervisor — Professor, Doctor of Technical Sciences Uwe Klingauf
Technical University of Darmstadt
3_fonov@mail.ru

One of the key problems in the simulation of unmanned aerial vehicle's (UAV) motion is taking into account different kinds of uncertainties either stemming from the UAV model itself (aerodynamic variation, actuator errors etc.) or exogenous inputs like e.g. wind disturbances, measurement noise etc.[1]. At present, methods of robust flight control are widely used to solve this problem for UAVs.

The object of study is a highly maneuverable delta-canard UAV [2]. The horizontal flight in the longitudinal plane of motion with constant altitude and airspeed has been considered. The model of the UAV is presented in the form of a 4th order linear system. The state vector consists of the airspeed, angle of attack, pitch angle and pitch rate. The control vector consists of a canard and elevon deflection angle. The output vector consists of the angle of attack and pitch angle of the UAV.

The aim of study is to design a robust H-infinity Loop Shaping Controller (HLSC) [3] for the highly maneuverable UAV and test the performance of the developed algorithms in the presence of uncertainties in UAV aerodynamics.

Thus, in this paper several problems were solved:

1) control the angle of attack and the pitch angle by issuing appropriate elevon and canard commands;

2) minimise cross-coupling between channels - that is, a command in the angle of attack channel should have minimum effect on the pitch angle channel and vice versa.

Two types of controllers have been used: the robust HLSC and a PID controller (as a benchmark controller). The HLSC is a simple and efficient technique for designing a robust controller. In this approach uncertainties are modeled as normalized co-prime factors; where this uncertainty model does not represent actual physical uncertainties, which are usually unknown in real problems. The technique requires only two specified pre- and post-compensator weights for shaping the nominal plant so that the desired open loop shape in the frequency domain is achieved [4].

Numerical simulations have been carried out in MATLAB / Simulink. The performance of the HLSC controller developed for the UAV has been evaluated by analysing the transient response to step inputs for the angle of attack and pitch angle respectively. The results of the HLSC simulation have been compared with the results obtained for the PID controller. The robustness of the algorithms has been checked by varying the UAV's aerodynamics within a range of 20% and comparing transient responses for the model with nominal and perturbed aerodynamics.

Based on the results of the simulations, we can conclude that regarding the transient performance, including overshoot and transient time, the robust controller yields better results than the PID controller. In addition, when using the robust controller there is nearly no interdependence between the pitch angle and the angle of attack in contrast to the results of the PID controller. However, both controllers used maintain the stability of the system when introducing uncertainties like the variation of UAV aerodynamics.

My thanks to Frederik Prochazka from TU Darmstadt for advice and discussion of the work.

The work was supported by Scholarship of German Academic Exchange Service (DAAD).

1.Levine W. S. The Control Systems Handbook: Control System Advanced Methods. CRC press. 2010. 1798 p.

2.Forssell L., Nilsson U. Admire the aero-data model in a research environment version 4.0, model description. FOI-Totalförsvarets forskningsinstitut. 2005. 46 p.

3.Zhou K., Doyle J. C., Glover K. Robust and optimal control. New Jersey: Prentice hall, 1996. Vol. 40. 146 p.

4.Kaitwanidvilai S., Parnichkun M. Structured robust loop shaping control for HIMAT system using swarm intelligent approach // Proceedings of the International MultiConference of Engineers and Computer Scientists. 2008. Vol. 2. P.1234-1239.

Determination of the appearance of the complementary orbital grouping of the global navigation satellite system

Vin Zay Yar

Scientific supervisor — Assistant professor, Candidate of Technical Sciences Starkov A.V

MAI, Moscow

zayyarwin107@gmail.com

The orbital group of the GLONASS system consists of 24 satellites. The satellites emit continuous navigation signals that collectively form a continuous navigation field on the Earth's surface and in near-earth space, which is used for navigation of definitions by various consumers.

An important issue is the location of the satellites relative to the user navigation when the navigation task becomes unobservable (i.e., singular when it is unambiguous recovery of the designated vector in the set of measurement parameters, in this case, the pseudorange that

corresponds to infinite value of the geometrical factors for certain lines in a variety of increments determined parameters).

For GLONASS, for example, this leads to the fact that there is no need to take into account the dependence of the accuracy of measurements on the angle of the place and possible correlations in the error associated with the ionosphere, etc., when analyzing the degeneracy of the configuration of visible satellites, and all measurements can be considered

The paper discusses mathematical models and algorithms for calculating the characteristics used in the method of assessing the effectiveness of GLONASS. Discusses issues of GLONASS augmentation, with different parameters, orbital groups, a set of navigation and critical parameters for assessing the quality of the radio navigation field.

References

1. N. N. Balashova,A. I. Bakunov,E. I. Ignatovich,S. G. Jealous, And A. I. Serdyukov, A. F. Schekutev. Some properties and results of comparative analysis of orbital groups of global navigation satellite systems. Proceedings of the MAI,Moscow,2009, No. 34.

2. Kazakova V. P., Koryanov V. V., Toporkov A. G.,Usachev V. A., Golov N. A. Gramakov A. D. the Method of formation of satellite systems continuous review of a given local area on the Earth's surface Landing. All-Russian scientific and technical journal 2016.- №8-9.- S. 44 - 54.

Processing of high-precision spherical surfaces of hydro-aggregate parts with an abrasive tool of superhard materials

Jajarmi Maziyar
Scientific supervisor — Assistant professor, Boitsov A.G., MAI, Moscow
maziyar_jj@yahoo.com

Development of technologies and equipment for processing high-precision parts with tools made of superhard materials to replace low-productivity and labor-consuming lapping and finishing processes are relevant for many branches of machine-building production of equipment for hydro-pneumatic systems for various purposes. In units of hydraulic units of aviation equipment, elements in the form of spherical external and internal surfaces are widely used. In particular, the plungers of the axial-plunger pumps. These elements are manufactured with an accuracy of ± 2 μm with a surface roughness Ra ≤ 0.1 μm. In this paper, we present the results of an analysis of the current state of processing technologies for spherical surfaces and the promising directions of their development. Taking into account the high hardness of the materials from which the hydroelectric aggregate parts are made, the basic abrasive materials used for their processing are grains and micropowders of diamond and cubic boron nitride.

The technological processes of processing spherical surfaces include preliminary shaping operations (turning on CNC machines, grinding with profiled wheels or grinding on CNC equipment) and finish operations, which include: honing with tubular heads with a working layer of diamond or cubic boron nitride, finishing with tubular lapping with the use of diamond suspensions of various granularity, magneto abrasive processing and processing using magnetorheological diamond media.

At present, there has been a tendency to replace the debugging processes with diamond suspensions for processing with fixed abrasive tools (tubular hons). Depending on the material of the workpiece and the processing stage, the grain size of the abrasive and the sheath of the working layer, single-pass hons allow to remove the allowances in the range 0.2 ... 100 μm. Finishing of spherical surfaces is made by successive application of hons with decreasing granularity of abrasive. Depending on the requirements for accuracy and roughness, sets of 3 to 5 hones are used. The analysis of factors affecting the accuracy of processing of spherical surfaces by honing is performed. These include the features of the contact interaction of the chon with the surface being treated, leading to the appearance of a tipping moment responsible for the unevenness of the contact loads, the ratio of the speed of rotation of the hone and the part, the dispersion of the abrasive particles, the type and composition of the bundles of the tool,

The paper presents the results of research on the productivity of material removal and surface roughness when machining with tools made with diamond abrasives of various grades and grain size with different abrasive concentrations. It has been established that it is expedient to use organic and hybrid ligaments for the hons used in final operations.

A study on the causes of accidents in sports aircrafts

Ied Kaiss
Scientific supervisor — Professor, Doctor of Technical Sciences Maslennikova G.E.
MAI; Damask, Syria
kaissied@mail.ru

The widespread use of general aviation, including sports aircraft, has led to a dramatic increase in the number of flight accidents.

Analysis of aircraft accidents makes it possible to predict potential emergency situations before they happen.

This paper discusses a number of aviation accidents and incidents at air events around the world.

The study is based on the data of accidents in the field of sports aviation, at the air show 2012 to 2016.

This study provides information on the number of accidents, and the proportion of accidents sports aircrafts of all accidents in aviation.

Also explains the causal factors of accidents, such as piloting errors, the performance of aerobatics figures at unacceptable altitudes, speeds, and with overloads impossible for a particular aircraft design.

As a result of the study, we found that the majority of accidents on sports aircraft occur due to loss of control in flight 55% (there may be a complete or partial loss of control of the aircraft). Technical malfunctions of systems and units also have a great impact on the accident rate of sports aircraft.

Investigation of the causes of accidents makes it possible to identify the most significant risk factors for sports aircraft, which means that it is possible to develop preventive methods to prevent these factors. The development of methods to prevent accidents of sports aircraft will significantly improve the survival of pilots, spectators, and also provides an opportunity to maintain the technical condition of the aircraft.

Design of the construction sector of the combustion chamber GTE and of its manufacturing technology with transpirable cooled wall

Starikov P.A.
Scientific supervisors — Ph.D. Wei Ma , Assistant professor, Candidate of Technical Sciences Ionov A.V.
MAI, Moscow
starikov.p@outlook.com

Question of temperature increasing at gas turbine engine’s (GTE) combustion chamber is main because depends on maximum temperature of engine cycle we can rise engine's efficiency. Nowadays there are a few methods of combustion chamber cooling, common method is a cooling using air flow from compressor through holes in a wall of chamber. But with development of additive technologies (AT) it can advice new cooling methods. Main difficulty is to prove feasibility of this method and applicability of this solution to cooling of the combustion chamber GTE.

Transpirable structures find wide applications in many spheres of life, like a medicine, building and of course aeronautics. The main advantages of this concept is its weight and economic efficiency, because using this method much less material is consumed in contrast to the use of

hollow structures. But it's so hard to realize such structures using traditional manufacturing technologies like a stamping, casting or machining. If would be feasibly only by using additive technologies. AT widely used in aviation industry especially in producing of some engines parts but excluding combustion chamber. So this implementation would be a good combination of additive production and the applicability of transpirable structures what is necessary for cooling of GTE's combustion chamber.

Work will consists of several stages. First of all need to design model of wall what will be applicable for this concept. It will be part of wall with dimensions 100 mm x 50 mm x 2 mm. Second stage will be generating of several variants of wall structure. At the next stage wall with different structures will be calculated to receive their hydraulic resistance and through analyzing results will be chosen the best samples. The implementation process of this concept took advantage of several useful software what is necessary for this project: Siemens NX for wall modeling; Materialise Magics and Autodesk Netfabb for wall space structure generating; Ansys to calculate efficiency of selected wall structure. At final some samples will be produced using SLA machine to conduct the first tests and avoid expensive mistakes if metal printing will be used at first.Then most applicable will be produced at SLM machine to do final tests.

References

1) Matteo Ugolotti, Mayank Sharma, Zachary Williams, Matthew Owen, Siddharth S. Balachandar, Justin Ouwerkerk, Mark Turner., Cooling System for 0.1 kN Thrust Micro-Engines: Concept Design Using Additive Manufacturing, 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 9 - 13 January 2017, Grapevine, Texas

2) Lindsey Frick, Additive manufacturing comes to metal foam, Machinedesign Open Access Publisher, Apr 26, 2013

3) Lawrence E. Murr, Sara M. Gaytan, Edwin Martinez, Frank Medina, Ryan B. Wicker., Next Generation Orthopaedic Implants by Additive Manufacturing Using Electron Beam Melting, International Journal of Biomaterials · August 2012

Aircraft engines: history and the future

Shakov N.V.
Shanghai Jiao Tong University
dispapear@gmail.com

The approach implemented in this work allows to observe a gradual increase of engine parameters over time, starting with the piston engines and continuing with a promising future projects. The first era of engines started from piston engines, divided by several groups: inline and horizontally opposed piston engines, V-type engines and radial and rotary piston engines. Starting from 50 km/h for the first airplanes, it increased in the less than 20 years up to 320 km/h. And at the beginning of world war II the maximum achieved speed was about 750 km/h. Piston engines era continued to ~1945 years. The next era airplane engines began with the advent of the first jet engine Junkers Jumo 004 in 1943. It was the start point of the era of gas turbine engines.

To increase thrust, engineers constantly raise the temperature before the turbine, but it is obvious that with the increasing of temperature is need of high-temperature materials or to improve the cooling systems, but it increases the mass of the engine.

In the world of air transportation, there is relentless growth in air travel and air shipping posing severe challenges to the industry in terms of fuel consumption and emissions. There is a problem of increasing the efficiency of the gas turbine engines, especially in fuel consumption.

Let's consider the main engine concepts of today and near future and make some conclusions about their advantages/problems:

1. Geared turbofan engines

Advantages : significant improvement in the specific parameters, emission reductions, noise reductions.

Problems: gearbox reliability.

Note: further developments could include the addition of a variable pitch mechanism to the fan, enabling the deletion of the thrust-reverser for a much lighter engine.

2. Electric Propulsion Technologies.

Advantages : lower SFC 7-15% (compared to baseline aircraft), ecological and cheap fuel, noise reduction.

Problems: battery, technologies.

Note: beginning of the creation for 2017 (for limited range) and 2030-2040 (for full range).

3. Open Rotor Engines

Advantages : lower SFC 25-35% (compared to the CFM56)

Problems: increased noise, the mechanism of rotation of the blades

Note: beginning of the creation is no earlier than 2020.

4.Intercooled Recuperated Engines.

Advantages : increased thermal efficiency.

Problems: added weight will further reduce the performance.

Note: researches is needed.

5. Variable cycle engines

Advantages : increased efficiency.

Problems: there are too many parameters needed to be adjusted, it's needed to improve the control systems. Large dimensions and weight.

Note: hard in implementation. Researches is needed.

6. Pulse Detonation Combustion Engines.

Advantages : decreasing the energy loss generated in the combustor.

Problems: too many, like investigation of PDC cycle, design problems, implementation…

Note: beginning of the creation is no earlier than 2030*.

Conclusions:

The rapid development of engine technology in the aviation industry due to scientific and technical progress of humanity. Since 1903 in a little more than a hundred years, were achieved very great heights in safety, economy and specific engine parameters. To achieve these goals, engineers from all over the world had to direct all their efforts on the development of promising new projects that are ahead of technology. There is a need for new production technologies, new alloys and materials and also new unique ideas.

Certainly, there are substantial technological challenges and risk associated with the introduction of innovative technologies, such as intercooling and recuperation, pulse detonation combustion, open rotor engines, as like as electric propulsion and variable cycle engines. Substantial financial resources and development time are associated with making these innovations part of future engines. The point made in this respect is, however, that the continued active pursuit of these concepts over the next decades will allow further substantial energy efficiency improvements of aero engines to be made beyond what will be possible with a conventional turbofan architecture.

Of course, there are many other technical solutions and ideas for engines of the future, which have not been considered in this work. For example: engines, that adaptable to operating conditions; distributed propulsion and ultra-high bypass engines; alternative fuel engines (like liquefied natural gas); investigations of piston engines (for small range aviation); the concept ramjet engines with magnetic bearings and ceramic blades and many others. All of they're deserve reader's attention, and the author is encouraged to read about them individually.

Направление №12 Филиал «Восход» (г. Байконур)

Применение комплекса вакуумной камеры 17Т523МР для создания условий межпланетного пространства по температуре и давлению

Абдрахманова Ж.С.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
zhazira_abdrakhmanova@inbox.ru

Для отработки конструкторских решений, применяемых при разработке космических аппаратов используется различное испытательное оборудование (пневматическое, электрическое, гидравлическое). В том числе термовакуумное, для имитирования воздействия межпланетного вакуума на (узлы) материалы космического аппарата.

Так как аппараты в космосе испытывают воздействие не только вакуума, но и криогенных температур. Для моделирования температурного воздействия при испытаниях используются термовакуумные камеры, воспроизводящие межпланетный вакуум 10-4…10-7 мм рт. ст. и температуру -196ºС.

Для имитации вакуума можно использовать находящуюся на ТК «Байконур» вакуумную камеру 17Т523МР объемом 1500 м3 и предельным вакуумом 10-5 мм рт. ст. А для имитации температурных условий необходимо доработать КВК 17Т523МР, установив внутри камеры криогенный экран охлаждаемый жидким азотом с температурой криопанелей -196ºС (77К).

Так как корпус камеры имеет сложную конструкцию, состоящую из двух цилиндров целесообразно устанавливать криопанели в вертикальную часть камеры, которая имеет большие габариты и обеспечивает вертикальную загрузку криогенного экрана при его установке, что упрощает конструкцию криопанелей и обеспечивает достаточно места для установки как существующих так и перспективных космических аппаратов.

Для установки криоэкранов в полость КВК 17Т523МР потребуется доработка системы азотообеспечения КВК 17Т523МР для подвода магистрали подачи жидкого азота к термовводу в корпусе камеры.

Скафандр как система жизнеобеспечения

Арсеньева А.Д.
Научный руководитель — Луценко Ю.Ю.
СШ №4 им. В.П. Глушко, Байконур, Казахстан
arsenyeva251807@gmail.com

Система жизнеобеспечения экипажа космического летательного аппарата является одним из важнейших условий успешного выполнения любой программы пилотируемой космонавтики.

Скафандр — это не просто костюм. Это космический корабль, повторяющий форму тела. И появился он задолго до первых полётов в космос. Название «скафандр» происходит от французского слова, предложенного в 1775 году аббатом-математиком Жаном-Батистом де Ла Шапелем, которое можно перевести с греческого примерно, как «лодко-человек». Естественно, о полётах в космос в конце XVIII века речи не шло — учёный предложил называть так водолазное снаряжение. Само слово, неожиданно вошло в русский язык с приходом космической эры.

В начале XX века учёные уже знали, что условия в космосе и на других планетах сильно отличаются от земных. Для будущих космических полётов нужно было придумать костюм, который защищал бы человека от воздействия убийственной внешней среды. Чем выше

человек взбирался, тем сильнее назревала необходимость в костюме, который поможет ему сделать ещё один шаг в сторону неба.

Современный скафандр оснащен целой системой жизнеобеспечения космонавта. Но, несмотря на сложность устройства, в нем все расположено компактно и удобно для работы в космическом корабле и за его пределами. Разные научные агенства разрабатывают модели скафандров учитывая условия в которых находится космонавт,а также прислушиваются к мнению космонавтов,которые сообщают о положительных и отрицательных качествах модели,учитывают их пожелания, мнения.

Термостатирование космического аппарата на основе графеновых трубок

Ахметбекова А.К.
Научный руководитель — Кулёпетова Н.Н.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
maroshka_9.9.9@mail.ru

Для нормального функционирования космического аппарата (КА) требуется целый комплекс бортовых систем, обеспечивающих поддержание необходимого температурного режима. На данный момент существует множество систем термостатирования КА [1].

Разработки в области нанотехнологий дают возможность улучшения качества многих привычных материалов. Специалисты космической области многих стран пытаются применять нанотехнологии и наноматериалы в космических системах. Большие возможности в развития новых наноструктур дает графен и ему подобные материалы на основе наночастиц и нанотрубок, которые позволяют уменьшить вес КА аппарата без ущерба его прочности.

Изучение его свойств показало, что графен является самым тонким материалом и обладает рядом преимуществ перед другими. Например, его прочность сравнима с прочностью алмаза, но при этом он очень пластичен и обладает высокой электропроводностью и теплопроводностью.

Ряд экспериментов по изучению свойств графена в космосе проведен английскими учеными из Кембриджского университета [2]. Ими исследована возможность улучшения производительности систем термостатирования КА за счет высокой теплопроводности материала на основе доработки петлевых трубок, служащих для переноса тепла с освещенной стороны КА на теневую и в космос. Основным элементом петлевой трубы является металлический фитиль, где жидкость испаряется в газ. Специалисты покрыли его графеном, в результате эффективность работы трубы увеличилась за счет термических свойств графена. При этом испарение жидкости усилилось, что привело к увеличению давления, вследствие чего жидкость стала течь быстрее. Испытания новой системы проводились в лабораторных и псевдокосмических условиях на борту самолета. Результаты эксперимента положительные.

Предлагаемая система термостатирования КА основана на использовании высокой теплопроводности графена. Перенос тепла с освещенной стороны КА на теневую осуществляется за счет графеновых трубок, внутренняя и внешняя стороны которых, для усиления эффекта, имеют неровную поверхность. К началу и концу трубки подключаются разноименные потенциалы. Электрический ток протекает через них, переносит тепло в нужном направлении. Изменяя величину и полярность потенциала, можно изменять направление движения тепла или холода. Для экономии энергии, предлагается проводники электрического тока также сделать из графена. В целях исключения рассеивания тепла внутри КА рекомендуется использовать теплоизоляцию.

Система термостатирования КА на графеновых трубках имеет ряд ощутимых преимуществ в сравнении с традиционными методами тестирования:

- уменьшение потерь (из-за высокой проводимости графена);
- простота (отсутствие движущихся частей, нет необходимости в циркуляции);
- малая масса.

1. http://mai.ru/science/gagarin/materialy-konferentsii/index.php.
2. Воробьева Ю.Пора в космос: графен успешно прошёл первые испытания в невесомости. URL:https://www.vesti.ru. (Дата обращения: 02.02.2018).

Система поддержки принятия решений для технологического процесса подготовки нефти

Байдали А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Шестопалова О.Л.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
akzhan_123@mail.ru

В данной работе рассматривается создание системы поддержки принятия решений для нефтяного предприятия, в частности, для цеха подготовки и перекачки нефти. Рассматриваемый цех выполняет работы по перекачке нефти, осуществляет подготовку нефти к переработке и контроль качества товарной нефти с различными характеристиками, согласно договору.

В связи с тем, что работа в цехе подготовки и перекачки нефти связана со сферой деятельности повышенной опасности, необходимо разработать советующую систему поддержки принятия решений при аварийных и нештатных ситуациях. Предлагаемая система поддержки принятия решений может быть применена как для обеспечения безопасности жизнедеятельности работников предприятия, так и для оценивания показателей, характеризующих качество товарной нефти: содержание воды и солей, количество примесей, давление насыщенных паров, а также физико-химические показатели.

Создание и внедрение предлагаемой системы поддержки принятия решений позволит диспетчеру цеха подготовки и перекачки нефти:

- в круглосуточном и бесперебойном режиме выполнять регистрацию и сбор показаний датчиков;
- осуществлять непрерывный контроль соблюдения технологического процесса;
- принимать оперативные решения, в случае возникновения нештатных ситуаций.

Эффективно принятые решения при аварийных ситуациях могут сократить материальные потери и снизить риск нанесения вреда жизни и здоровью сотрудников предприятия. Кроме того, при отклонениях качества товарной нефти от требований ГОСТ Р 51858 - 2002 «Нефть. Общие технические условия», система позволит своевременно принимать решения, для внесения изменений в процедуру подготовки и перекачки нефти на каждом из ее этапов.

Формулировка и методы решения типовых задач планирования авиаперевозок

Дарибаева Н.Т.
Научный руководитель — доцент, Кулепётова Н.Н.
Оренбургский государственный университет;
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
nurziadar@gmail.com

Проблема развития отечественных корпоративных информационных систем (КИС) авиапредприятий является актуальной. Собственные системные решения, адаптированные под реалии аэропортов и авиакомпаний РФ (и некоторых стран СНГ) могут быть выгоднее в 5-10 раз по сравнению с продуктами зарубежных компаний. Помимо некоторых особенностей разработки корпоративных информационных систем авиапредприятий [1], стоит отметить, что такие сферы, как планирование расписания движения воздушных судов (ВС), управление доходами и планирование наземных операций обслуживания больше всего нуждаются в применении методик принятия решений, основанных на научных

исследованиях в области статистики, теории управления, математического моделирования, исследования операций, теории игр и оптимизации. Несмотря на тот факт, что некоторые процессы планирования уже автоматизированы в системах (КИС) в той или иной степени, применение математических методов в этих системах пока еще не нашло широкого распространения [2].

В настоящее время общая задача планирования расписания полетов не решена, ввиду уровня машинных ресурсов и уровня развития алгоритмов, поэтому задачу разбивают на несколько подзадач таким образом, что результаты одной являются входными данными для другой. К этапам планирования расписания относят: планирование сети маршрутов и состава парка ВС, расстановка парка ВС по рейсам, составление цепочек рейсов, составление расписания для экипажей ВС. В данной работе рассматриваются два первых этапа. Первое, предполагая, что в парке авиакомпании имеется N-типов пассажирских авиалайнеров в количестве K, выбрать из них наиболее подходящий и экономически выгодный тип ВС для заданной воздушной линии; второе, оптимально распределить воздушные суда на заданной сети авиалинии. Для решения первой задачи вычисляются следующие величины: рейсовая скорость, время полета, вес топлива, а для оценки правильности выбора типа ВС сравниваются величины расчетной и пассажирской коммерческой загрузок. Для решения второй задачи строится математическая модель в виде функции, которую необходимо минимизировать при ограничениях, что сумма самолетов, осуществляющих перевозку, не превышает количества авиалайнеров, имеющихся в наличии в парке ВС. Также величина груза, подлежащего перевозке не должна превышать суммарную грузоподъемность самолетов. Решение задачи сводится к решению задачи целочисленного программирования, то есть к методу ветвей и границ. При наличии в авиакомпании автоматизированной системы управления доходами или же CRM-системы, в математическую модель могут быть добавлены статистика неявок, отказов и спроса на рейсы. С учетом этих данных производится перерасчет задачи оптимальной расстановки воздушных судов и может быть принято решение о замене авиалайнера. Далее составляется цепочка рейсов и расписание перевозок.

Таким образом, автоматизация рассмотренных оптимизационных методов и применение их к типовым задачам авиаперевозок дает экономическую отдачу.

1. Дарибаева Н.Т. Особенности разработки корпоративных информационных систем авиапредприятий. Новшества в области технических наук. Сборник научных трудов по итогам международной научно-практической конференции. № 2 . г. Тюмень, 2017. 41 с.

2. Виноградов Л.В., Фридман Г.М., Шебалов С.М. Математическое моделирование в оптимизации планирования авиационных перевозок: перспективы развития и эффект от использования. Научный Вестник МГТУ ГА, №132,2008, 58-64 с.

Эскизное проектирование многоразовой одноступенчатой ракеты-носителя среднего класса

Джамакеев И.Б.
Научный руководитель — доцент, Сизов А.А.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
as.burnout@mail.ru

Рассмотрены этапы эскизного проектирования многоразовой одноступенчатой ракеты-носителя (МОРН), представлены схемы выведения полезной нагрузки и возвращения МОРН.

Особое внимание уделено: 1) выбору значений исходных данных на эскизное проектирование, с целью определения массовых (масса полезной нагрузки, сухая масса носителя, стартовая масса) и геометрических характеристик носителя, построения компоновочной схемы МОРН;

2) расчету характеристик двигателя (тяга, удельный импульс, геометрические размеры), определению компонентов топлива (жидкий кислород + жидкий водород) и состава

двигательной установки, построение приближенной схемы двигательной установки в составе МОРН.

3) выбору схемы выведения полезной нагрузки по незамкнутой круговой орбите, с целью возвращения МОРН посредством торможения в атмосфере, планирования по синусоидальной траектории для снижения скорости и выполнения мягкой посадки на поверхности Земли. Управление планированием осуществляется за счет применения отклоняемых створок поверхности МОРН.

Намечены перспективы применения МОРН в качестве замены ракет-носителей среднего класса. Преимуществом МОРН является возможность многократного использования, что в перспективе снижает стоимость одного запуска такого носителя.

Список литературы:

1. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / под ред. А.А. Медведева. М: Машиностроение, 2009. 504 с.

2. Ракеты-носители. Проекты и реальность: справ. пособие: в 2 кн. / В.Н. Блинов, Н.Н. Иванов, Ю.Н. Сеченов, В.В. Шалай. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2011. Кн. 1: Ракеты-носители России и Украины. – 380 с.

Реактивные двигатели на торсионной тяге

Елфимов А.А.
Научный руководитель — Сизова А.Г.
СШ № 10 им. В.П. Бармина, Байконур, Казахстан
lika.sizova.2017@mail.ru

В настоящее время реактивный двигатель является единственным техническим устройством, с помощью которого можно перемещаться в космическом пространстве. Перелеты на большие расстояния требуют огромных запасов взрывоопасного, экологически вредного топлива на борту космических аппаратов, делая их не безопасными и не слишком пригодными для длительного обитания. Можно утверждать, что сейчас реактивная техника достигла максимума своего совершенства и ее дальнейшее развитие требует разработки качественно нового, более эффективного, способа передвижения в космическом пространстве.

В данной работе будет изучена идея Мигеля Алькубьерре, которая предполагает возможность использовать для движения в космосе кривизну пространства, созданную и управляемую космическим кораблем. Реальное устройство подобного типа было предложено российским инженером В.Н. Толчиным, описано теоретически и исследовано экспериментально в его работах. Развитие двигателей Алькубьерре-Толчина позволит в будущем построить транспортное средство, передвигающееся в космосе без использования реактивного двигателя со сверхсветовыми скоростями.

В работе английский физик мексиканского происхождения Мигель Алькубьерре предложил передвигаться в космическом пространстве путем искривления пространства. Предполагается, что на космическом корабле установлен двигатель Алькубьерре, создающий расширение (торсионное поле), которое вызывает риманову кривизну пространства. Сам корабль (точнее, его центр масс) должен находиться в центре окружности. Впереди корабля объем пространства расширяется, а позади – сжимается. Движение корабля происходит в сторону расширения. Вне круга и ближе к центру пространство плоское, поэтому космонавты вблизи центра будут находиться в состоянии невесомости даже при ускоренном движении центра масс корабля. Движение корабля происходит «по инерции», хотя он движется ускоренно. Поскольку внешние источники гравитационного поля отсутствуют, то такой тип движения является безопорным.

В работе В. Кречета было показано, что при достаточно больших энергиях вращения источника в двигателе Толчина, можно не только искривить пространство-время, но и изменить его топологию таким образом, что переход из области А в область Б возможен сквозь «кротовую нору» гораздо быстрее, чем обычным образом. Такие космические

корабли, образно говоря, будут «протыкать» пространство-время, образуя в нем своеобразные туннели, позволяющие передвигаться в космосе со сверхсветовыми скоростями.

Еще одной проблемой, связанной с космическими перелетами, являются источники энергии для двигателей, способных искривлять пространство-время. Таким источником может быть Физический Вакуум. Примером машины, которая получает энергию из вакуума является Те статика Пауля Баумана.

А эта идея была реализована Н. Тесла еще в 1931 г., когда он поставил энергетическую установку на автомобиль и использовал полученную электрическую энергию для передвижения автомобиля с помощью электромотора. В наше время подобная установка была предложена Тариэлем Капанадзе и, затем, повторена другими исследователями.

Автоматизация построения диаграммы слежения за метеорологическим спутником Земли

Жиенбаев Р.Т., Сайдулаева В.Ю.
Научный руководитель — к.т.н. Жуматаева Ж.Е.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
rus00ru00@gmail.com

Для осуществления уверенного приема спутниковой информации требуется знать момент времени входа метеорологического спутника Земли (МСЗ)в зону радиовидимости автоматического пункта приема информации (АППИ) и момент времени выхода из нее, а также азимут и высоту спутника над плоскостью истинного горизонта для всего промежутка времени его нахождения в зоне радиовидимости. Совокупность перечисленных параметров называется целеуказаниями, а процесс их определения - вычислением целеуказаний. Другими словами, слежение за спутником осуществляется на основе сведений о его положении относительно антенны приемной станции в то время, когда МСЗ находится в ее зоне радиовидимости. Для решения этой задачи пункт наблюдения должен располагать эфемеридами спутника, которые регулярно рассылаются в виде специальных телеграмм.

Расчет целеуказаний для слежения за спутником осуществляют, используя специальную диаграмму, которая состоит из двух частей: неподвижной круговой номограммы и подвижной линейки (круга).

Неподвижная круговая диаграмма используется для графического определения азимута и угловой высоты спутника над горизонтом в любой точке орбиты внутри зоны радиовидимости конкретного АППИ. Азимутом называют угол, заключенный между северным концом меридиана пункта наблюдения и направлением на подспутниковую точку. Угловой высотой (углом места) называется угол, заключенный между направлением (лучом визирования) на спутник от пункта наблюдения и горизонтальной плоскостью. Линейка используется для определения оптимального положения прогностической орбиты метеорологического спутника Земли, проходящей через зону радиовидимости АППИ.

Специальные телеграммы, хранящие информацию для расчета целеуказания, представляются в виде сводки, закодированной по кодовой форме ORBIT. Процедуры кодирования и содержание кодовой формы ORBIT были стандартизированы для использования как компьютеризованной, так и ручной обработкой. Кодовая форма предназначена для передачи исходных данных по приему и обработке информации, поступающей от метеорологических и океанографических спутников, она содержит данные за несколько дней в зависимости от частоты прохождения орбиты.

В данной работе рассматривается разработка автоматизированной информационной системы, предназначенной для раскодирования телеграмм, а также для определения траектории движения МСЗ в зоне радиовидимости АППИ. Для постройки диаграммы слежения используется язык программирования Python, также, применяя библиотеку Neurolab, возможно обучить нейронную сеть для прогнозирования дальнейшей траектории

движения спутника. Выбор в пользу нейронной сети обоснован тем фактором, что нейронная сеть обладает устойчивостью к шуму во входных данных, способностью адаптироваться к изменениям окружающей среды и потенциальным сверхвысоким быстродействием за счет использования массового параллелизма обработки информации.

Разработанную систему можно применять в учебном процессе, в частности, при выполнении лабораторных работ по дисциплине «Космические системы и комплексы управления космическими аппаратами».

Автоматизация деятельности начальника отдела контроля ремонта тепловозов эксплуатационного локомотивного депо

Журкабаев А.Д., Набатов Н.Н.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Жуматаева Ж.Е.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
salamat.zhurkabayev@mail.ru

Эксплуатация и ремонт железнодорожного подвижного состава является основной функцией, выполняемой локомотивным депо. Локомотивные депо представляют собой структурные единицы локомотивного хозяйства, которые строятся на участковых, сортировочных и пассажирских станциях железных дорог. Основными функциями локомотивного депо является обеспечение поездов исправными локомотивами по расписанию и графику движения поездов на основе суточного плана работы и высококачественное техническое обслуживание тягового подвижного состава.

В данной работе рассматривается разработка информационной системы для начальника отдела контроля ремонта тепловозов эксплуатационного локомотивного депо.

В задачи начальника отдела входят разработка и внедрение мероприятий по устранению причин, вызывающих ухудшение качества работ, а также подготовка анализа надежности и сбор актов приемки-готовности.

В разрабатываемой системе, помимо стандартных задач, таких как учет данных и формирование отчетов, будет реализован расчет следующих показателей надежностей: расчет количества отказов, средней наработки на отказ, количества случаев внепланового ремонта тепловозов, показателей отказов и вычисление пробега тепловозов с определенной периодичностью.

Создание и внедрение автоматизированной информационной системы позволит повысить эффективность работы и снизить вероятность ошибок из-за влияния человеческого фактора при расчете показателей надежности. В свою очередь, рассчитанные показатели могут использоваться при планировании ремонтных работ и технического обслуживания локомотивов, а также для оценки вероятности безотказной работы оборудования.

Оценка качества пассажирских перевозок в условиях многокритериальной оптимизации

Иванова А.С.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Шестопалова О.Л.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
rokssiss01@mail.ru

К рассмотрению предлагается система оценки деятельности предприятия, осуществляющего пассажирские перевозки, которая основывается на комплексной оценке деятельности предприятия как по отзывам пассажиров, так и по данным, имеющимся в распоряжении предприятия: безопасность перевозок, регулярность движения транспорта, соблюдение нормативного времени пребывания в пути, комфортабельность условий перевозки пассажиров.

Коэффициент безопасности формируется исходя из показателя дорожно-транспортных происшествий (ДТП), определяемого как количество начисляемых баллов за ДТП, совершенных по вине и не по вине водителя, и за количество штрафов, полученных водителями, за нарушение правил дорожного движения (ПДД).

Показатель регулярности движения транспорта формируется как отношение количество совершенных рейсов за определенный период времени к общему количеству запланированных рейсов за этот же период.

Показатель времени пребывания в пути зависит от нормативного времени и времени, за которое была осуществлена перевозка пассажиров.

Показатели комфортабельности поездки определяются согласно усредненных интерактивных оценок пассажиров, а также по данным, имеющимся в распоряжении предприятия, по соблюдению требований ГОСТ Р 51004-96 "Услуги транспортные. Пассажирские перевозки. Номенклатура показателей качества" таких как: площади, рассчитываемой на одного пассажира внутри транспортного средства; количество проводимых уборок транспортного средства; температура и освещенность в транспортном средстве.

Внедрение системы оценки пассажирских перевозок в условиях многокритериальной оптимизации позволит провести комплексный анализ деятельности предприятия, что позволит улучшить качество предоставляемых услуг, повысить пассажиропоток.

Обоснование применения комплексного подхода к оценке знаний техники безопасности для работ на объектах повышенной опасности

Калджанов Б.Б.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Шестопалова О.Л.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
lestat19900@gmail.com

Сохранение жизни и здоровья сотрудников организации является одной из важнейших задач, стоящих перед компанией в целом, и в частности за данный спектр задач отвечает инженер по охране труда.

В работе рассматривается адаптивная модель оценки знаний сотрудников, обучающихся технике безопасности.

Работа с объектами повышенной опасности является работой в условиях высокого риска, поэтому обучение и подготовка сотрудников в области техники безопасности требует тщательного подхода. Важно как само знание основ техники безопасности, абсолютное знание правил, умение их применять, а также скорость принятия решения сотрудников при возникновении внештатных ситуаций.

В работе рассматривается методика построения тестовых заданий комбинированного вида, включающие в себя следующие типы: закрытый, открытый, ситуационный, на установление соответствия и очередности.

Предложенная методика позволит комплексно оценить, как знание терминологии, так и правила поведения в условиях повышенной опасности, при множественности вариантов выбора.

Для оценки знаний открытого вида, применяется дихотомическая шкала оценивания результатов. Для проверки ответов на вопросы многошаговых тестовых заданий и получения объективной оценки тестируемых, используется метод оценки в виде отношения количества допущенных ошибок обучающихся к общему количеству вопросов в данном варианте задания.

При проверке уровня знаний на установление соответствия или многоальтернативного тестового задания целесообразно использовать метод оценки, определяющий количество верно введенных соответствий к общему количеству заданных вопросов.

Данную методику можно использовать, как для объективной оценки знаний сотрудников принимаемых на работу, так и на курсах повышения квалификации.

Совершенствование системы оценки персонала на предприятии аэрокосмического комплекса

Кетебаев А.А.
Научный руководитель — Альмухаметова Э.Р.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
aybek_ka95@mail.ru

В условиях перехода к инновационному обществу, система оценки персонала, представляет собой систему измерения результатов деятельности и анализ профессионального уровня компетентности трудовых ресурсов, а также их потенциал в рамках стратегического виденья генеральной цели хозяйствующего субъекта.

Объектом исследования является хозяйствующий субъект аэрокосмической сферы.

Цель исследования – разработка системы оценки трудовых ресурсов для: стимулирования работников, зачисления их в кадровый резерв, повышения квалификации, премирования и продвижения по карьерной лестнице.

В исследовании предлагается усовершенствовать существующую систему деловой оценки персонала хозяйствующего субъекта аэрокосмической сферы.

Существующая система оценки исследуемого предприятия аэрокосмической отрасли имела ряд недостатков:

1) оценка персонала осуществлялась только по категории «рабочие» в виде применения процедуры аттестации. Для других категорий работников не существовало специально разработанной оценки;

2) не формировался план дальнейшего развития трудовых ресурсов;

3) не применялись стимулы для осуществления продуктивной деятельности персонала.

Новая предложенная система деловой оценки персонала будет применяться для всех категорий работников предприятия аэрокосмической сферы: руководителей, специалистов и рабочих. Согласно предложенной оценке руководители будут оцениваться по методу «перекрестной социометрической оценки», специалисты по методу «270 градусов», а рабочие с использованием процедуры аттестации персонала. Далее на основе результатов оценки будет сформирован план развития карьерного роста (развития) сотрудника на дальнейшую перспективу. Предлагаемые планы развития карьеры сотрудников, помогут руководству хозяйствующего субъекта аэрокосмической сферы правильно осуществить расстановку кадров, стимулировать работников и продвигать их по карьерной лестнице.

Список литературы

1. Давыденкова М.Е. Вопросы управления деловой карьерой в системе развития персонала организации // Экономические исследования и разработки. – 2017. - №10. – С.75-82.

2. Енина Е.О. Показатели оценки эффективности системы управления деловой карьерой персонала / Е.О. Енина // Сборник: Актуальные проблемы и инновационная деятельность. – 2015. – С.159 – 161.

Оценка личных достижений сотрудников при выполнении индивидуальных и коллективных работ

Лёвина М.Н.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Шестопалова О.Л.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
the9393@mail.ru

Предлагается к рассмотрению система, которая позволит обоснованно оценить рейтинг сотрудников при выполнении индивидуальных работ и работ в команде.

Данная система рейтинга сотрудников тесно связана с функциями управления персоналом: оценка показателей позволит выявить насколько эффективны методы,

используемые в компании для привлечения и отбора новых сотрудников; оценить потребность в обучении сотрудников и эффективность обучаемых программ; оценить потенциал отдельных сотрудников при выдвижении на руководящие роли, повысить эффективность мотивационных систем, так же, при работе с параллельными проектами различной сложности, позволит рационально управлять персоналом.

Для эффективной деятельности предприятия необходимо иметь представление как об индивидуальных качествах сотрудника, так и о соответствующих функциональным ролям в проекте, например:

- скорость выполнения работ;
- качество выполнения работ;
- профессиональные знания;
- нарушения правил и сроков;
- нахождение решения оперативных задач;
- работа с информацией.

Для нахождения оптимального или близкого к оптимальному решения построена математическая модель многокритериальной оптимизации с применением метода свертки, где, приведенные критерии требуют, как минимизации, так и максимизации, и целесообразно применение метода аддитивной оптимизации. В качестве единиц измерения критериев используется балльная система. Кроме того при решении поставленных задач и реализации проектов приоритетность каждого из критериев может меняться, для чего вводится система весовых коэффициентов.

Полученные рейтинговые оценки позволят как в целом оценить деловые качества сотрудника, так и его наиболее эффективную работу в рамках командной или индивидуальной работы, что повысит в целом производительность предприятия.

Автоматизированная система поддержки принятия решений при подготовке ракеты космического назначения к пуску

Морокин С.П., Гнусов В.А.
Научный руководитель — к.т.н. Жуматаева Ж.Е.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
kamilfo013654@mail.ru

На сегодняшний день Российская Федерация является одной из передовых держав в ракетно-космической отрасли. Для запуска ракет космического назначения в ее распоряжении имеются как космодромы, расположенные на территории государства, так и вне его пределов.

Одним из условий успешного запуска ракеты являются отлаженные действия всех структур, входящих в состав космодрома. При этом стоимость запуска каждой ракеты оценивается десятками миллионов долларов. Однако в случае возникновения различных отказов оборудования на стартовом комплексе старт ракеты откладывается, что влечет за собой штрафные санкции, связанные с невыполнением контракта. Следовательно, необходимо минимизировать число ошибок, возникающих при подготовке ракеты к пуску и сократить время на их устранение при обнаружении.

Отказ оборудования на стартовом комплексе, в виду сложности устройства, может возникать вследствие несколько причин. Зачастую расчеты, выполняющие операции по подготовке РКН, знают только свою часть работы, поэтому ошибки, возникающие на «пересечении» систем, требуют высокого уровня квалификации и знаний специалистов. Серьезные отказы оборудования при выполнении стартовых работ устраняются со значительной потерей времени, так как необходимо собрать комиссию, которая будет принимать решение, назначить ответственных лиц за устранение отказа, в случае необходимости замены части оборудования определить, где находятся запасные детали,

доставить и произвести замену. Все это влечет за собой сдвиг критических операций и может повлиять на время запуска.

Для решения указанной проблемы предлагается разработать автоматизированную информационно-справочную систему, в которой будет храниться информация об ошибках и сбоях систем, произошедших в процессе выполнения стартовых работ, а также будет реализована поддержка принятия решения устранения проблемы. Реализация системы будет выполнена на основе удаленного сервера с ограниченным доступом и использованием VPN-технологий, что обеспечит доступ к ней специалистам российских космодромов. Однозначно, в связи с важностью хранимых данных более подробно будет рассмотрен вопрос повышенной защиты информации

Разработка и внедрение подобной системы позволит сократить время для устранения сбоев, возникающих при подготовке РКН к пуску, уменьшить вероятность возникновения отложенного старта, а также даст возможность обучения молодых специалистов, что особенно актуально для проблемы нехватки кадров в сфере ракетно-космической отрасли.

Межпланетный корабль будущего

Мусаханова Ф.Б.
Научный руководитель — Ахметуллаев А.А.
КГУ №273, Байконур, Казахстан
abai_kunanbaev_5@mail.ru

Что такое космос? Откуда он? Кто это создал? Что будет в будущем? Это те вопросы, над которыми человечество думало уже сотни лет. С самых ранних дней люди хотят знать, что такое солнце, звезда, планета. Эти вопросы остаются «вечными», им человеческий род никогда не находит удовлетворенные ответы.

Существует так много легенд о солнце, луне и звездах. В своих мечтах, сказках, легендах человечество издавна стремилось в космос. Одна из легенд гласит, что в Афинах жил великий художник по имени Дедал. У него был племянник, который помогал ему в мастерской. Однажды они вышли на вершину горы, чтобы насладиться красотой города. Они были поражены его красотой, и случилось так, что племянник упал с вершины утёса. Греки обвинили Дедала в смерти ребенка. Дедал бежал. Он ушел во дворец Миноса и служил ему долгие годы. Однажды он подумал: «Хотя нет никакого пути к морю, для меня открыто небо». Ему захотелось расправить крылья как птица и улететь. И тогда Дедал собрал большие перья птиц, связал их вместе при помощи воска. Получилось четыре крыла. Два для себя, а два - для его сына Икара. Он научил своего сына правильно летать. Таким образом, они однажды оба улетели с острова. Им захотелось полететь выше птиц. Чем выше они поднимались, тем сильнее солнце начало согревать воск своими лучами, и перья начали разваливаться. Икар постепенно падал, и вдруг вовсе исчез на дне моря.

С давних времён человек желает покорить мир небес. Полет на небо часто встречается и в русских сказках. Так, чтобы полететь, сказочная героиня Баба-Яга использовала «метлу».

В самом популярном мультфильме Голливуда «Аладдин» главный герой летает на своей «ковровой дорожке». Такие же сказки и легенды существуют у народов Индии, Китая и Азии. Они встречаются в многочисленных сказаниях, народных эпосах, легендах в виде летящих предметов и т.д.

Разработка веб-приложения аварийно-диспетчерской службы предприятия жилищного хозяйства

Набатов Н.Н., Журкабаева А.Д.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Жуматаева Ж.Е.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
gbadangelz@gmail.com

Деятельность городского предприятия жилищного хозяйства непосредственно связана с приемом и обработкой заявок от населения в случае возникновения различных неисправностей систем инженерного оборудования (отопления, горячего и холодного водоснабжения, водоотведения и электроснабжения). Обработкой этих заявок занимается аварийно-диспетчерская служба и ЖЭУ (жилищно-эксплуатационное управление).

В интервале от 8:30 до 13:00 и с 14:30 до 18:00 часов заявки поступают в ЖЭУ. В воскресенье, понедельник и среду (внутренние работы) заявки ЖЭУ не принимает. В обеденное и остальное нерабочее время заявки поступают в аварийно-диспетчерскую службу.

Аварийно-диспетчерская служба – это специализированная служба, осуществляющая деятельность по устранению аварийных ситуаций и осуществляющая текущий контроль за инженерными системами многоквартирного дома. Диспетчерская служба принимает заявки аварийного характера о неисправности систем инженерного оборудования.

Оперативное управление бригадами, входящими в состав аварийно – диспетчерской службы, осуществляет сменный диспетчер. В составе бригад находятся специалисты, обеспечивающие безопасное функционирование зданий и инженерно – технических систем соответственно профилю работ.

В настоящее время прием заявок производится с помощью телефонной связи по городскому телефонному номеру. Заявки диспетчер фиксирует в специальном журнале заявок. Эти журналы в дальнейшем хранятся в архивах. На выполнение аварийно-ремонтных работ диспетчер вручную выписывает наряд-задание человеку, который занимает должность мастера, а так же слесарям и электрикам, находящимся на дежурстве.

Действующая технология принятия заявок и введения журнала является трудоемкой и устаревшей, так как она увеличивает время принятия заявок за счет большой интенсивности поступления звонков в аварийно-диспетчерскую службу, и, снижает оперативность.

Для снижения затрат времени, повышения оперативности при проведении аварийно-восстановительных работ и улучшению качества услуг, предоставляемого населению, предлагается создать веб-приложение, пользователями которой являются диспетчер и жители города.

С помощью данного веб-приложения жители могут оставлять заявки в режиме реального времени. Система, в свою очередь, анализируя время поступления заявки в зависимости от того, в какой интервал времени она поступила, адресует ее в ЖЭУ в ее рабочее время. В нерабочее время ЖЭУ, система адресует заявки в аварийно-диспетчерскую службу. Далее, на место проведения ремонтных работ отправляется свободный сотрудник.

Данная система позволяет принимать заявки сразу для двух служб, а также отслеживать статус выполнения заявки («заявка принята», «заявка в обработке», «заявка выполнена»), ввести электронный журнал и определять загруженность сотрудников.

В дальнейшем, перспективным будет являться разработка мобильного приложения.

Перспективы новых модификации РН "Протон" на космическом рынке

Сайфуллин Нуртай
Научный руководитель — Абильдаева К.Ж.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
saifullin.nurtai@gmail.com

Space Exploration Technologies Corporation (сокр. SpaceX) американская компания, производитель космической техники, была основана в 2002 году Илоном Маском с целью сокращения расходов на космические полёты и для возможного колонизирования планеты Марс. Для этих целей в компании были спроектированы и построены ракеты семейства Falcon. В данной работе я рассматриваю тяжелую ракету-носитель «Falcon FT».

Ракета-носитель (РН) тяжелого класса являются ракеты, которые способны вывести на низкую опорную орбиту полезную нагрузку массой от 20 до 50 тонн. На сегодняшний день существуют российская ракета «Протон-М» и американская «Falcon 9 FT». Оба РН являются массово используемыми и одними из надежных ракет в мире. По этой причине было принято решение провести сравнительный анализ этих ракет.

Для начала, немного о полезной нагрузке: оба РН способны вывести на низкую опорную орбиту до 23 тонн полезной нагрузки. Но, в случае, когда ракете Falcon требуется доставить на 30-40% меньшую полезную нагрузку на ту же орбиту, она может вернуть и посадить на платформу первую ступень ракеты (причём все операции происходят автономно), а после провести ремонт, заправить и повторно запустить (первая успешная посадка первой ступени произошла 22 декабря 2015 года). С экономической точки зрения ракета Falcon более выгодная в плане возврата первой ступени и повторного использования.

Теперь о стоимости запуска этих РН: цена РН «Протон-М» за 2014 год составляла 115 млн. долларов, сейчас же стоимость снижена до 70 млн. долларов, в то же время стоимость РН «Falcon FT» остается фиксированной на отметке в 62 млн. долларов. Так же стоимость запуска РН «Falcon FT» снижается в случае возврата первой ступени на 30%. Из этого можно сделать вывод, что на сегодняшний день компания SpaceX предоставляет наиболее дешёвый доступ к космосу при том же уровне надёжности ракет.

Однако, центром им. Хруничева было решено к 2020 году создать более дешёвые модификации РН «Протон», это Proton Medium и Proton Light. Было принято решение удлинить баки первой и третьей ступени и полностью избавиться от второй ступени, при этом полезная нагрузка, выводимая на геопереходную орбиту, останется на уровне с РН Falcon, а себестоимость ракеты удаться снизить на 25% по сравнению с РН «Протон-М». Стоимость запуска должна приблизиться к 50-55 млн. долларов. Если эти планы удастся реализовать, то Роскосмос еще может побороться за космос (на сегодняшний день около 60% космического рынка принадлежит SpaceX).

Ловитель падающих ступеней ракет

Спандияр Н.М.
Научный руководитель — Жанболган С.Т.
АО "СП "Байтерек", Байконур, Казахстан
nurlibek_93_93@mail.ru

В мировой практике известны различные способы мягкого приземления отработанных ступеней ракет, но все они связаны с применением дополнительных устройств в самой конструкции ракетного блока ракеты-носителя.

Данный проект позволит осуществить мягкое приземление падающей ступени ракет, без переделки и добавления каких-либо дополнительных устройств в конструкции ракетного блока, с возможностью дальнейшего повторного использования этой ступени, или части ее, в виде отдельных узлов, что позволит снизит себестоимость производства ракет, работ по содержанию (отчуждению) полей падения, утилизации загрязненных участков почвы и т.д.

Ловитель падающих ступеней ракет представляют огромную летающую сетку с винтовыми приводами (двигателями) и складными авторотационными лопастями, которая в автоматическом режиме ловит падающую ступень. В момент касания ступени с ловителем и натяжения сетки раскрываются и первоначально раскручиваются, при помощи автоматического устройства, авторотационные лопасти, замедляя падение "вертолетной" авторотацией и, совместно с работой несущих винтов, обеспечивает управляемый мягкий спуск на подготовленную площадку при помощи опор-амортизаторов, смонтированных на силовом каркасе ловителя. Наведение на "цель" (свободно падающую ступень ракеты) ловителя падающих ступеней ракет, может осуществляться с мобильной радиолокационной станции или со стационарной установки, которая в штатном режиме осуществляет сопровождение (траектории) ступени и координирование полета ловителя в "точку перехвата".

Загрязнение околоземного космического пространства

Тараканова А.Д., Иванов Я.А.
Научный руководитель — Сизова А.Г.
СШ № 10 им. В.П. Бармина, Байконур, Казахстан
siz7070@mail.ru

Освоение человечеством новых пространств, привносит в нашу жизнь новые возможности. Меньше столетия прошло с момента запуска первого искусственного спутника Земли, а какой огромный скачок произошел в нашей «земной» жизни благодаря использованию спутниковых технологий!

Однако не только достижения являются результатом освоения космического пространства. Оставшиеся на орбите неработающие спутники, верхние ступени ракет-носителей (РН) — все это формирует влияние на загрязнение околоземного космического пространства.

Крупные или содержащие на борту опасные (ядерные, токсичные и т. п.) материалы, объекты космического мусора могут представлять прямую опасность для Земли. При их неконтролируемом сходе с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы Земли и выпадении обломков на населенные пункты, промышленные объекты, транспортные коммуникации. Проблема засорения околоземного космического пространства «космическим мусором» как чисто теоретическая возникла по существу сразу после запусков первых искусственных спутников Земли в конце пятидесятых годов.

Необходимость мер по уменьшению интенсивности техногенного засорения космоса становится понятной при освоении космоса в будущем.

Мелкий мусор, находящийся в космическом пространстве, не представляет опасности для населения Земли. Рано или поздно любой объект в результате трения об остатки атмосферы затормозится, начнет падать на Землю и сгорит в верхних слоях атмосферы, но в зависимости от размера объекта и высоты орбиты срок существования отходов может составлять от нескольких месяцев до сотни лет.

На геостационарную орбиту спутники запускают с 1963 года. В настоящее время там находится свыше одной тысячи объектов и лишь 350 из них действующие спутники. Ежегодно к ним прибавляется два-три десятка новых стационаров и неимоверное количество обломков разрушившихся по разным причинам спутников.

В первую очередь от «космического мусора» страдают, конечно, объекты, находящиеся на орбите.

Чем больше мы запускаем аппаратов в космос, тем менее пригодным для использования он становится. Космические аппараты выходят из строя с завидной регулярностью, а в результате плотность загрязнения околоземного космического пространства ежегодно увеличивается.

Заменить многоступенчатые ракеты многоразовыми системами тоже пока не представляется возможным, слишком уж они дороги.

Единственное, что пока могут предложить ученые, – тщательное картографирование космических загрязнений.

Одним из первых реальных достижений в деле борьбы с космическим мусором стала выработка новых международных стандартов в отношении искусственных спутников Земли. Теперь на их борту должны присутствовать резервные запасы топлива, чтобы по истечении срока работы увести аппараты в специально отведенные районы околоземных орбит или направить к Земле. Желательно также оснащать спутники дополнительными системами управления, способными в случае поражения аппарата частицами мусора уводить его с рабочих орбит.

Внесение в международные правила использования космоса требования оснащать разгонные блоки ракет системами слива топлива. Оказавшись в космосе, после завершения маневра управляющая электроника в обязательном порядке должна открыть клапаны и выбросить излишки горючего. Из-за особенностей топлива и невозможности полностью выбросить его из резервуаров взрываются даже «опустошенные» баки. Должны быть предприняты меры по совершенствованию конструкции космических ракет.

Люди хорошо научились пускать ракеты-носители, запускать спутники в космос — но не особо умеют возвращать их обратно.

Попав в верхние слои атмосферы, мелкий космический мусор сгорает, не достигая нескольких десятков километров до поверхности планеты, а значит, не угрожает жизни людей и прочих обитателей Земли.

Сталкиваясь между собой крупные частицы, образуют целое «облако» мелких частиц, которое продолжает движение по орбите. Даже осколок размером менее 1 см, двигаясь со скоростью 8 км в секунду (в 7 раз быстрее пули), может нанести непоправимый ущерб действующим космическим объектам.

Космический мусор опасен для космических аппаратов. Сегодня ученые высказывают опасения о том, что дальнейшее его накопление может привести к прекращению запусков спутников и полетов в космос. Вопрос борьбы с космическим мусором поднимается ведущими мировыми космическими агентствами уже не первый раз. Разные специалисты предложили уже массу путей по очистке орбиты Земли от космического мусора. Различные проекты в этой сфере до сих пор не смогли справиться с задачей. Но проводится много испытаний оборудования для очистки околоземной орбиты от космического мусора и некоторые из этих испытаний успешные.

В ближайшем будущем новые технологии помогут решить человечеству такую проблему как загрязнение околоземного космического пространства.

Малоразмерный беспилотный летательный аппарат многократного применения

Торебеков А.С., Кетебаев А.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Сизов А.А.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
aset_9.5@bk.ru

Современный космический рынок все больше ориентирован на запуск малых космических аппаратов недорогими и надежными носителями. Малоразмерный беспилотный аппарат многократного применения (космолет) может служить для доставки на орбиту малых космических аппаратов и обратно, с более низкой себестоимостью по сравнению существующими носителями. Первоначальный разгон космолета производится не ракетным двигателям, а с наземной катапульты со стартовой тележки, двигающейся по направляющим, установленным под расчетным углом к горизонту, которая обеспечивает начальное ускорение при помощи грузов, падающих с высоты. При достижении необходимой скорости автоматически включается прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), который использует кислород из воздуха как окислитель для топлива.

Далее в разреженной атмосфере, когда кислорода из воздуха уже недостаточно для полной работы ПВРД, включается жидкостной реактивный двигатель (ЖРД) со своим окислителем и общим топливным баком с ПВРД, который и выводит летательный аппарат на орбиту.

Спуск осуществляется по пологой орбите используя ЖРД для торможения на орбите, далее управляемое планирование до посадки с ПВРД на водную поверхность с раскрытым крылом бипланного типа. Посадка осуществляется на нижнее крыло.

Данный проект позволит с минимальными затратами запускать и главное, возвращать малые космические аппараты без вреда для окружающей среды и с большой надежностью. Используя огромный накопленный мировой опыт в проектировании и испытаниях космолетов различных видов, начиная с тридцатых годов прошлого века по настоящее время, можно не прилагая особых затрат начать разработку данного проекта.

Перспективы применения магнитных процессоров в космической отрасли

Уразаев Е.Е.
Научный руководитель — Слепова А.Ш.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
baikonur1997@gmail.com

В современном мире человеку необходимо обрабатывать огромное количество информации, начиная от простых задач на персональном компьютере и заканчивая сложными вычислениями, которые выполняются процессором компьютера. В космической отрасли процессор - неотъемлемая часть различных систем, например таких как, единая командно-телеметрическая система транспортного космического аппарата (ЕКТС–ТКА), бортовые цифровые вычислительные системы.

На сегодняшний день актуальна проблема разработки перспективной технологии систем обработки и вычислений. Принцип работы современных процессоров, построенных на базе кремниевого кристалла с расположенными на нем транзисторами, основывается на переносе электрических зарядов при изменении электрического поля. При этом процессор потребляет энергию, большую часть из которой выделяет в виде тепла в окружающую среду.

По закону Гордона Мура число транзисторов должно увеличиваться, что приводит к увеличению потребляемой энергии, большему тепловыделению. Поэтому необходимо уменьшить размеры транзисторов. Однако, уменьшение размеров транзисторов бесконечно невозможно, так как при очень малых размерах начнут действовать законы квантового мира, что приведет к невозможности управлять электронами при помощи электрических полей.

В связи с этим в качестве альтернативы классическим процессорам можно использовать магнитные процессоры, которые управляются посредством магнитного поля, действующего на наностержневые магниты.

Наномагнитные чипы - магниты, упорядоченные в виде прямоугольной сетки. Каждый наномагнит имеет размеры порядка 100 нанометров, а значение записанной в нем информации хранится в виде направления полюсов этого магнита. В структуре наномагнитных чипов полностью отсутствуют какие-либо проводники, для выполнения наночипом различных операций необходимо только воздействие внешнего магнитного поля определенной конфигурации. Размеры таких процессоров будут гораздо меньше и энергетические затраты вычислений будут существенно малы по сравнению обычными процессорами. Это связано с физической особенностью магнитов.

Таким образом, если получится управлять магнитным полем в таких процессорах, то они превзойдут современные кремниевые по своей энергоэффективности с сохранением вычислительной мощности. Использование магнитного процессора в космической отрасли позволит увеличить срок работы оборудования от одного заряда аккумуляторных батарей, а также избавиться от системы охлаждения за счет низкого тепловыделения на процессоре.

Основные концепции пилотируемой экспедиции на Марс

Хамзин Р.Р.
Научный руководитель — доцент, Сизов А.А.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
k4eburashka@gmail.com

Цель работы:

Обосновать наиболее приемлемый вариант космического корабля для полетов к Марсу.

Гипотеза исследования: Нужна вторая планета, если на Земле будут заканчиваться жизненно важные ресурсы или случится катастрофа глобального масштаба. В настоящее время среди ученых ведутся разговоры о том, что на марсе возможна жизнь. В некоторых местах природные условия «красной планеты» очень напоминают земные. Но до настоящего времени не было предпринято никаких серьезных попыток претворить эти идеи в жизнь. Для обеспечения перевозки грузов и людей будут нужны комфортные корабли с большой вместимостью.

Актуальность:

Полет на Марс даст мощный толчок развитию космических исследований, а также всех наук и направлений человеческой деятельности, связанных не только с космосом, но и влияющих на нашу повседневную жизнь. Пилотируемая экспедиция позволяет получить большой объем новых научных знаний за относительно короткий промежуток времени и, возможно, решить наиболее интересные и важные вопросы, касающиеся марсианской современной и древней геологии, метеорологии и проблемы возможного существования жизни на Марсе.

За основу рассматриваемой модели межпланетного корабля принята идея «космического такси», которое летает по стабильной орбите вокруг Солнца, периодически сближаясь с Землей и Марсом подобно астероидам.

В результате изучения межпланетного корабля типа «Астероид» выявлены следующие преимущества, позволяющие признать этот вариант для полетов к Марсу:

1. Стабильная околосолнечная орбита (как у астероидов);
2. Периодическое пересечение орбиты Земли в тот момент, когда рядом находится Земля;
3. Обеспечение искусственной силы тяжести;
4. Высокая степень противорадиационной защиты;
5. Комфорт;
6. Вместимость.

«Искусственный астероид» - это достаточно вместительный корабль с толстой противорадиационной защитой созданный с использованием космических ресурсов.

Модель космического корабля представляет собой относительно точную версию того аппарата, который станет домом для первых людей, отправляющихся на Марс.

Интеграция комплексов систем наземного обеспечения КРК «Зенит» для разработок казахстанско-российской программы «Феникс» – РН «Сункар»

Шаукенова К.С.
Научный руководитель — Абильдаева К.Ж.
Филиал «Восход» МАИ, Байконур, Казахстан
kamilamakc@mail.ru

Целью проекта является формирование на космодроме Байконур космического ракетного комплекса с ракетой космического назначения «Сункар».

Приоритетность проекта состоит в следующем – разработка соответствует приоритетным направлениям развития космических отраслей Республики Казахстан и Российской Федерации и имеет экономическую и экологическую привлекательность.

«Сункар» это ракета-носитель среднего класса, она разрабатывается вместе Республикой Казахстан и Российской Федерацией в существующей федеральной космической программе.

Для осуществления пусков РН «Сункар» необходимо провести работы по модернизации монтажно-испытательного корпуса и стартового комплекса «Зенит».

В целях уменьшения затрат целесообразно использование существующих сооружений космодрома Байконур, в частности, возможно формирование стартового комплекса и технического комплекса на базе космического ракетного комплекса (КРК) «Зенит». При решении вопроса обеспечения пусков РН «Сункар» со стартового комплекса «Зенит» была принята следующая концепция:

– стартовое сооружение для РН «Сункар» создается на базе стартового сооружения «Зенит»;

– для подготовки и пуска РН «Сункар» максимально используются агрегаты, системы и сооружения стартового комплекса «Зенит»;

– при создании нового оборудования по возможности сохраняются конструктивные решения по наземному технологическому оборудованию стартового комплекса «Зенит».

В качестве разработок предлагается использовать комплекс систем наземного обеспечения КРК «Зенит», например такие как:

1. для пускового стола предлагаются новые технические решения – использовать автоматические устройства стыковки наземных коммуникаций к РН (заправки компонентов топлива, охлажденного гелия, подачи термостатирующего воздуха в хвостовой отсек 1 ступени). На верхнем торце металлоконструкции пускового стола предусматривается посадочный пояс для установки основания кабель-мачты;

2. технический комплекс РН «Зенит» может быть доработан для проведения подготовки РН «Сункар» к пуску. Сборку и проверки РН предлагается проводить на дооборудованном рабочем месте КРК «Зенит».

Реализация проекта предоставит возможность сохранить и укрепить научно – технический и производственный потенциалы космических отраслей Республики Казахстан и Российской Федерации, а в случае его развития на международном уровне - принести дополнительный доход в бюджеты обеих стран.

Список используемой литературы.

1. В.Н. Блинов, Н.И. Иванов, Ю.Н. Сеченов, В.В. Шалай. Книга 1 «Ракеты-носители. Проекты и реальность». – М., 2011 г., 382 с.

2. И.Х. Фахрутдинов, А.В. Котельников «Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива». - М, 1987 г., 328 с.

Направление №13 Филиал «Взлёт» (г. Ахтубинск)

Оценка преимуществ среднего профессионального образования, как промежуточной ступени к высшему образованию

Биткова М.С.
Научный руководитель — Окунева Т.Д.
Филиал «Взлёт» МАИ, Ахтубинск
vita.vilegorskaya@mail.ru

Оценка преимуществ среднего профессионального образования, как промежуточной ступени к высшему образованию

На современном этапе совершенствования отечественного образования обостряется проблема обоснованного выбора выпускниками школ тех учебных учреждений профессионального образования, которые обеспечивают получение качественного и соответствующего способностям, интересам личности образования.

За последние несколько лет популярность среднего профессионального образования (далее СПО) значительно выросла. Многие виды труда требуют работников со средним уровнем профессиональной подготовки. Объясняется это тем, что СПО ориентируется, в первую очередь, на получение практических навыков.

В связи с этим, вопрос об открытии отделения СПО в структуре высшего учебного заведения, в настоящее время актуален.

Целью работы является анализ положения развития системы непрерывного образования для увеличения набора студентов посредством открытия отделения среднего профессионального образования в структуре высшего учебного заведения.

Задачей выступает популяризация среднего профессионального образования с последующим обучением в ВУЗе.

Исследованные статистические данные о зачислении абитуриентов в государственные и негосударственные высшие учебные заведения (далее ВУЗ) свидетельствует о том, что приоритетными для поступления были и остаются государственные учреждения.

В России ВУЗы делятся на государственные или негосударственные, в зависимости от того, какую форму собственности они имеют. К государственным ВУЗам относятся образовательные учреждения, учредителями которого являются правительство или органы исполнительной власти, финансирование осуществляется государством из средств федерального или муниципального бюджета, а к негосударственным ВУЗам – образовательные учреждения, основанные коммерческими, общественными организациями или частными лицами. Источниками финансирования коммерческого ВУЗа служат бюджеты этих организаций и плата обучающихся [2].

Так, по данным статистики, в 2014/2015 году в государственные ВУЗы поступили 4762 тыс. чел., что составило 81,42% в соотношении с числом поступивших в негосударственные ВУЗы.[1]

В 2015/2016 году в государственные ВУЗы поступили 4405,5 тыс. чел., что составило 81,76% от общего числа поступающих.[1]

В настоящее время в университетах России в рамках реализации концепции непрерывного образования «школа — колледж — вуз» набирает популярность решение об открытии в структуре учебного заведения отделения среднего профессионального образования (далее СПО) на основе лицензий по реализации программ подготовки специалистов среднего звена. Обучение осуществляется с использованием материальных и образовательных ресурсов ВУЗа на основе принятых федеральных государственных образовательных стандартов среднего профессионального образования.

Обусловлено данное решение тем, что популярность СПО значительно выросла за последние несколько лет. Об этом говорит статистика поступления выпускников 9-х классов в 2015-2016 году, которая имеет тенденцию к увеличению числа, поступивших в техникум или колледж, по сравнению с ВУЗом. В частности, по данным отдела управления образованием администрации МО «Ахтубинский район», число абитуриентов в учебные заведения СПО в 2016 году по сравнению с 2015 годом увеличилось на 4,8%, в то время как по России эта цифра составила 6,45%.

Кроме того, поступление в колледж следует рассматривать не как альтернативу высшему образованию, а его начальную ступень.

Открытие отделения СПО в структуре высшего учебного заведения имеет ряд преимуществ, как для самого заведения, так и для обучающихся.

1. При зачислении по программам бакалавриата у обучающихся уже имеется диплом о профессиональном образовании, что позволяет одновременно продолжить обучение уже в ВУЗе и трудоустроиться по специальности.

2. Зачисление студентов, имеющих диплом о среднем профессиональном образовании, по программам бакалавриата проходит без сдачи ЕГЭ.

3. Обучаясь на отделении СПО в структуре высшего учебного заведения, студенты постепенно привыкают к требованиям и атмосфере ВУЗа, преподавателям. Таким образом, им не приходится радикально менять среду по окончании.

Таким образом, преимущественная оценка СПО позволяет декларировать, что по окончании обучения большинство выпускников СПО смогут продолжить обучение в ВУЗе и стать высококвалифицированными специалистами, поэтому, открывая отделение СПО в своей структуре, ВУЗ обеспечивает себе потенциальных студентов.

Литература:

1. Официальный сайт Федеральной службы государственной статистики. URL: http://www.gks.ru/wps/wcm/connect/rosstat_main/rosstat/ru/statistics/population/education/

2. Панькин С.И. Ценности среднего профессионального образования - 2011. URL: http://cheloveknauka.com/tsennosti-srednego-professionalnogo-obrazovaniya

Исследование эффективного направления повышения качества обучения

Борщёва А.А.
Научный руководитель — к.э.н. Илова А.А.
Филиал «Взлёт» МАИ, Ахтубинск
bnastu@mail.ru

Актуальность: Использование современных информационных технологий в образовании – это уже не новшество, а реальная потребность сегодняшнего дня для всего цивилизованного мира. Современное общество неразрывно связано с процессом информатизации, поэтому так необходимо повсеместное внедрение компьютерных технологий и ультрасовременных программ обучения специалистов разных областей, в том числе авиационной промышленности, как ведущей сферы обеспечения развития страны.

Цель исследования в повышении практической составляющей подготовки высококвалифицированных специалистов с высшим образованием. Одной из задач для достижения указанной цели является проведение исследования современных информационных средств и технологий, и разработки предложения внедрения их в учебный процесс ВУЗа.

В настоящее время в процесс обучения ВУЗа внедряется все большее количество новых методов обучения, среди которых, наиболее перспективными являются методы с использованием компьютерных технологий, в частности мультимедийные технологии (мультимедиа-учебники).

Современной программой сегодняшнего дня является «1С: Электронное обучение. Конструктор курсов», которая в комплексном своем составе позволяет проводить подготовку специалистов на базе мультимедиа-учебника.

Основными принципами мультимедиа технологий являются: интерактивный (диалоговый) режим работы с компьютером, интегрированность с другими программными продуктами, гибкость процесса изменения, как исходных данных, так и постановки задач. Эта технология позволяет структурировать информацию цифрового характера, аналоговую информацию визуального отображения, аналоговую аудио-информацию.

Мультимедиа-учебники - это комплексные программы, сочетающие в себе большинство элементов перечисленных видов программ.

Мультимедийные технологии включают интерактивность в сочетании с наглядностью и оперативностью и дают возможность стать участником событий, что актуально при подготовке высококвалифицированных специалистов.

Формы проведения мультимедийных занятий могут варьироваться от лекционных занятий до исследовательских работ.

Использование мультимедиа технологии в программе «1С» дает авторам курсов и сотрудникам, ответственным за обучение, ряд преимуществ: простота создания учебных материалов, тестов, возможность обмена данными.

Сотрудники министерства образования и науки РФ провели социологический опрос среди учащихся и сотрудников подведомственных ВУЗов по оценке эффективности использования в них новейших цифровых технологий.

Опрошено порядка 3000 человек, на основе личного опыта оценили применение информационных технологий используемых в сфере образования, системы управления учебным заведением.

Около 80% считает материальную и техническую базу ВУЗа хорошей и отличной. Высоко оценили использование информационных технологий и технических средств. В плане проведения научных исследований 62% учащихся сообщили, что эффективно применяются универсальные технические средства.

Респонденты сообщили об основных источниках распространения в учебных заведениях информации: 98% получают информацию о ВУЗе на официальном сайте; 91% ребят и преподавателей узнают новости посредством интернета; 78% используют для этого публикации в СМИ. Половина опрошенных лиц считают сайты своих ВУЗов достаточно информативными, и 100% доверяют информации.

При чтении лекции с помощью мультимедиа, были получены следующие ответы:

- изображение в цвете и четкое представление текстовой, графической части - 71%;
- анимация - 81%,
- дискретное наложение звука в качестве психологической разрядки - 90%;
- 21% захотели сами, используя программный продукт Power Point создать научное сообщение с помощью мультимедийной установки;
- 28% отметили, что материал, представленный с помощью мультимедиа, пробудил у них интерес к изучению курса.

Кроме того, процесс применения компьютерных технологий в процессе обучения имеет ряд достоинств:

- работа с компьютером вызывает у студентов повышенный интерес и усиливает мотивацию обучения;

- использование компьютерных технологий создает возможности доступа к ранее недоступной, современной, актуальной информации;

- сочетание цвета, мультипликации, музыки,звуковой речи динамических моделей;

- применение компьютерных технологий и средств в обучении позволяет управлять познавательной деятельностью студентов;

- использование компьютерных технологий экономит время, дает возможность проверки знаний студентов.

Таким образом, информационные технологии, в совокупности с эффективно подобранными технологиями обучения, создадут необходимый уровень качества, вариативности, дифференциации и индивидуализации обучения, что в целом качественно отразиться на подготовке высококвалифицированных специалистов.

Библиографический список:
1. URL: http://academica.ru/novosti/Novosti-obrazovanija/850206-itogi-sociologicheskogo-oprosa-effektivnosti-informacionnyh-tehnologij-v-vuzah/

Нанотехнологии и наноматериалы для производства авиационной техники

Бугаева Е.Д.
Научный руководитель — Якушкина Н.В.
СОШ №1, Ахтубинск
elizaweta.bugaeva@yandex.ru

«Нанотехнологии и наноматериалы для производства авиационной техники»

Цель: рассмотреть применение нанотехнологий и наноматериалов в производстве авиационной техники.

Задачи:

1. Изучить нанотехнологии, используемые для производства авиационной техники.
2. Изучить наноматериалы, используемые для производства авиационной техники, которые помогут решить проблемы авиастроения.
3. Определить, какой вклад в развитие авиационной техники, могут внести нанотехнологии и наноматериалы.

В настоящее время во всем мире происходит очень бурное развитие авиационной техники: сверхзвуковые и сверхманёвренные истребители, беспилотные летальные аппараты, сверхдальние стратегические бомбардировщики… Все это уже давно стало частью нашей жизни. Но что же ждет нас в будущем, и какие проблемы в создании авиационной техники не решены до сих пор? Вопрос сложный, но попробую на него найти ответ.

Предлагаю рассмотреть использование нанотехнологий, потому что, на мой взгляд, именно они играют наиболее важную роль в развитии авиационной техники. Что же такого особенного в этих материалах и технологиях? Нанотехнологии представляют собой высокотехнологичную отрасль, работающую с отдельными атомами и молекулами. Сверхточность, свойственная нанотехнологиям, позволяет на качественно новом уровне использовать законы природы на благо человека – создавать продукты с заданной атомарной структурой, поэтому разработки в области нанотехнологий находят применение практически в любой отрасли. Я думаю, что использование наноматериалов и нанотехнологий поможет повысить прочность авиационной техники, безопасность полетов, снизить влияние на окружающую среду, и сделать технику более легкой и эффективной.

Основными направлениями использования нанотехнологий в авиационной технике являются:

разработка сверхпрочных авиационных материалов и нанопокрытий;

снижение сопротивления летательных аппаратов;

снижение заметности летательных аппаратов.

Совсем скоро, с помощью этих технологий мы сможем создавать сверхлегкие, высокопрочные, износостойкие, а самое главное, безопасные летательные аппараты. Но для того чтобы это произошло, нам предстоит решить целый ряд сложных фундаментальных и прикладных задач, связанных с созданием новых уникальных наноматериалов с необходимыми для их применения в авиационной технике свойствами.

Литература

http://profproect.ru/project/view/557

https://moluch.ru/conf/tech/archive/87/4280/

http://www.nanonewsnet.ru/articles/2010/primenenie-nanotekhnologii-v-aviatsionno-kosmicheskoi-otrasli

http://olymp.as-club.ru/publ/arkhiv_rabot/desjataja_olimpiada_2012_13_uch_god/valentin_doronin_chto_dadut_nanotekhnologii_aviastroeniju/31-1-0-835

https://yandex.ru/images/search?text=%D0%BD%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D1%82%D0%B5%D1%85%D0%BD%D0%BE%D0%BB%D0%BE%D0%B3%D0%B8%D0%B8&img_url=http%3A%2F%2Fwww.thesilverink.com%2Fwp-content%2Fuploads%2F2015%2F08%2FNanotechnology-Advances-Could-Be-Just-Round-the-Corner.jpg&pos=1&rpt=simage

Аппроксимация характеристик электрических фильтров рациональными функциями

Буренко Е.А.
Научный руководитель — доцент, к.т.н. Нестеров С.В.
Филиал «Взлёт» МАИ, Ахтубинск
super.evgeny-burenko2012@yande

В теории электрических фильтров во всех методах аппроксимации используется не сама АЧХ, а квадрат модуля передаточной функции, т. е. квадрат АЧХ, либо функция, обратная квадрату АЧХ. Это объясняется тем, что функция, являясь вещественной функцией вещественного аргумента, упрощает решение задачи аппроксимации, поскольку исключает на этапе аппроксимации чрезвычайно сложные, а порой невыполнимые операции над функциями комплексного переменного.

В зависимости от вида функции фильтрации получают различные типы фильтров. Если в качестве функции фильтрации используют полиномы, то фильтры называются полиномиальными. Среди полиномиальных фильтров наиболее широкое использование нашли фильтры Баттерворта и Чебышёва I рода. Однако можно предложить ещё две, менее известных аппроксимации АЧХ, не используемые в теории фильтров: аппроксимация непосредственно полиномами Лежандра и оптимально монотонная аппроксимация, базирующаяся на полиномах Лежандра. Если используется дробно-рациональная функция фильтрации, например, дробь Золотарёва, то получают фильтр Золотарёва–Кауэра. Среди дробно-рациональных фильтров помимо Золотарёва–Кауэра существуют также фильтры Чебышёва II рода и дробные фильтры Чебышёва.

АЧХ фильтра Баттерворта в полосе пропускания является максимально плоской, а в полосе задерживания – монотонной. Достоинством фильтров Баттерворта является близость их ФЧХ в пределах полосы пропускания к линейной функции. Единственным параметром фильтра, по которому проводится процедура аппроксимации, является порядок фильтра. Фильтры Баттерворта наиболее полно соответствуют условиям безыскажённой передачи сигнала по амплитуде и фазе.

Фильтры Чебышёва I рода обладают равноволновой неравномерностью АЧХ в полосе пропускания, но при этом имеют бóльшую крутизну спада характеристики в переходной полосе, чем фильтры Баттерворта. Другими словами, коэффициент прямоугольности фильтра Чебышёва больше, чем у фильтра Баттерворта при одинаковых заданных требованиях к АЧХ. Фильтры Чебышёва I рода используются в тех случаях, когда требуется большая скорость затухания вне полосы пропускания и не предъявляются жёсткие требования по обеспечению минимальных искажений АЧХ в полосе пропускания. По этой причине фильтры Чебышёва наиболее широко применяются в радиосистемах для подавления помех от соседних радиостанций.

Фильтры Чебышёва II рода обладают монотонной АЧХ в полосе пропускания и равноволновой в полосе задерживания. Вид АЧХ обратен виду АЧХ фильтров Чебышёва I рода. Фильтры Чебышёва II рода называют инверсными. Инверсные фильтры Чебышёва сложнее в реализации, однако, в полосе пропускания они имеют АЧХ монотонную, как у фильтров Баттерворта, но их коэффициент прямоугольности выше, а ФЧХ во многих случаях бывает приемлемой.

Если в качестве аппроксимирующей функции использовать полиномы Лежандра, то получим соответственно фильтр Лежандра. Однако в теории электрических фильтров данная

аппроксимация не используется и не рассматривается, хотя использование её вполне допустимо. В сравнении с фильтрами Чебышёва I рода фильтр Лежандра при одинаковых требованиях к АЧХ имеет значительно меньшую амплитуду пульсаций, чем фильтр Чебышёва I рода.

В ряде случаев, когда встаёт вопрос о выборе фильтра с требуемой аппроксимацией, уделяется большое внимание качеству избирательности фильтра, т. е. степени соответствия реального фильтра идеальному. Но порой не всегда удаётся получить реальный фильтр, удовлетворяющий всем требованиям идеального фильтра. Так, например, фильтр Баттерворта, имеет максимально плоскую АЧХ в полосе пропускания, но сравнительно небольшой спад АЧХ за пределами полосы пропускания. Фильтр Чебышёва в свою очередь имеет не столь равномерную АЧХ в полосе пропускания (а именно равноволновую), но обладает более крутым спадом АЧХ за пределами полосы пропускания. Из этого следует: каждый фильтр имеет свои достоинства и недостатки, проявляющиеся в той или иной степени. Если «усреднить» достоинства и недостатки фильтров Баттерворта и Чебышёва I рода, получим фильтр с оптимально монотонной АЧХ.

Фильтры на основе дробей Чебышёва имеют АЧХ с равноволновым изменением в полосах пропускания и задерживания. Аппроксимирующие функции в виде дробей Чебышёва включают в себя, как частные случаи, аппроксимирующие функции полиномиальных фильтров Чебышёва, когда все всплески затухания расположены на бесконечности, а также фильтров Золотарёва–Кауэра, когда число всплесков максимально возможно при данном значении порядка фильтра и минимумы затухания в полосе задерживания равны.

Фильтры Золотарёва–Кауэра (эллиптические фильтры) характеризуются равноволновой АЧХ как в полосе пропускания, так и полосе задерживания. В качестве функции фильтрации используется дробь Золотарёва, которая может рассматриваться как частный случай дроби Чебышёва, когда степень числителя либо равна степени знаменателя, либо на единицу больше. Кроме того, полюсы дроби располагаются таким образом, чтобы обеспечить изоэкстремальность характеристики затухания в полосе задерживания.

Использование беспилотных летательных аппаратов для мониторинга земной поверхности

Злобин К.Р.
Научный руководитель — к.т.н. Нестеров С.В.
Филиал «Взлёт» МАИ, Ахтубинск
best-drone@mail.ru

В настоящее время одним из самых перспективных направлений в развитии авиации является разработка беспилотных комплексов. Эти комплексы решают многие задачи как в мирное, так и в военное время. В данной работе реализован макет комплекса на основе беспилотного летательного аппарата (БЛА) предназначенного для разведки и контроля местности и объектов, проведения видео-, фото- съемки. Основным элементом комплекса является беспилотный летательный аппарат вертикального взлета и посадки с курсовой видеокамерой, со стабилизированной платформой, комплектом радиоэлектронного оборудования, лазерной системой и наземным пультом управления (НПУ). Ось видеокамеры совмещена с направлением излучения лазерной системы. Это позволяет использовать данный БЛА в роли наводчика на цель, данные с камеры передаются в режиме реального времени с высоты «птичьего полета».

Принцип работы таких лазерных системы состоит в следующем:

- цель облучается лучом лазера, работающего, как правило, в импульсном режиме;
- отражённая от цели энергия лазерного излучения воспринимается позиционно-чувствительным фотоприемником головки самонаведения боеприпаса или другого летательного аппарата (ЛА), после соответствующего преобразования и обработки на

выходе координатора вырабатывается сигнал управления, который подаётся на исполнительные механизмы снаряда или ЛА.

- Для наведения снаряда необходимо знать направление в двух плоскостях, чтобы выработать сигнал на исполнительные механизмы снаряда, для этого используется четырёхквадрантный фотодиод.
- Представляет собой устройство поиска цели, напоминающее тепловую головку самонаведения, но отличается от неё более узким спектральным диапазоном (обычно в области 1,06 мкм), т.е. работает на длине лазера станции подсвета цели.
- Отражённый от цели поток излучения в зависимости от величины смещения объекта попадает на несколько фоточувствительных элементов, сигналы с которых далее сравниваются между собой.

Управление полетом БЛА осуществляется с наземного пункта управления одним оператором в автоматическом режиме с возможностью оперативной корректировки маршрута полета.

Виртуальная реальность в обучении летчиков

Краснов В.А.
Филиал «Взлёт» МАИ, Ахтубинск
kkrasnovit13@mail.ru

Виртуальная реальность – это среда создаваемая с помощью различных технических систем и комплексов. Человек помещенный в подобную среду может взаимодействовать с ее объектами, подобно тому как он взаимодействует с реальными предметами в жизни, это создает у пользователя ощущение, что виртуальная среда, есть реальность. Причем чем совершеннее система, тем это ощущение «острее». Возможности использования данных технологий очень широки.

Виртуальная реальность может использоваться во многих сферах деятельности человека, и это далеко не только развлечения. Технология может применятся в архитектуре, дизайне, научных исследованиях, военном деле и многих других отраслях. Виртуальную реальность используют для обучения профессиям, где эксплуатация реальных устройств и механизмов связана с повышенным риском, либо связана с большими затратами.

Системами виртуальной реальности называют устройство или комплекс устройств, которые имитируют взаимодействие с виртуальной средой путём воздействия на некоторые органы чувств человека (в перспективе на все имеющиеся). Спектр таких систем довольно широкий, от трехмерных экранов, до комнат виртуальной реальности.

Для вывода изображения в современных системах виртуальной реальности, используются такие устройства, как шлем виртуальной реальности, специальные проекторы, 3D параллакс дисплеи, виртуальный ретинальный монитор и т.д.

Трекинг неотъемлемая часть современных систем виртуальной реальности. Данная технология необходима для определения позиции и ориентации реального объекта в виртуальной среде с помощью трех координат и трех углов ориентирования, определяемых датчиками на основе гироскопов и акселерометров или оптическими маркерами фиксируемыми специальными камерами.

Управление и имитация тактильных ощущений осуществляется через контроллеры на основе все тех же трекинговых систем и устройств обратной связи. Для наиболее полного погружения в виртуальную реальность используются: рули управления, рукояти управления, перчатки, костюмы, платформы, браслеты, кольца и т.д.

Одна из сфер где применяется рассматриваемая технология, это авиация, а именно обучение пилотов воздушных судов на специальных тренажерах. Однако применяемые в летных училищах и различных летных школах тренажеры, на сегодняшний день устарели и имеют ряд недостатков. С современными устройствами виртуальной реальности эти недостатки возможно устранить и улучшить процесс обучения летчиков и, соответственно, лучше подготовить их к управлению самолетом.

Колонизация других планет

Левчук И.В., Ряузов П.Е.
Научный руководитель — Якушкина Н.В.
СОШ №1, Ахтубинск
leva932@outlook.com

Земля и Солнце не существуют вечно. Земля может быть уничтожена в процессе войн, либо катаклизмов. Человечеству необходимо найти ещё одно место постоянного проживания, чтобы увеличить свои шансы на выживание.

В нашей исследовательской работе рассматриваются только тела Солнечной системы. На данный момент невозможна колонизация планет и космических тел находящихся за её пределами, ведь человечество ещё не построило корабль, который смог бы так далеко доставить колонизаторов. Даже самые современные космические корабли вроде Falcon Heavy могут совершить полёт не дальше Марса или Венеры, хотя и в данный момент ведутся проекты по созданию более современных космических кораблей, способных к полёту на большие расстояния.

Учёные утверждают, что в ближайшее время возможна и рациональна только колонизация Марса, Луну не рассматривают, так как мало перспектив от её колонизации, но её планируют использовать в промышленных целях.

Наиболее перспективным и прогрессирующим на данный момент является проект компании SpaceX, которую возглавляет Илон Маск. Им планируется создать сверхтяжелую ракету и целый флот из тысячи многократно используемых межпланетных кораблей, которые к концу столетия доставят на Марс около миллиона людей. Главной целью всего этого процесса, в определении самого Маска, является создание на этой планете независимого от Земли автономного города-миллионника, который станет обеспечивать себя всем необходимым для жизни и будет являться полноценным социумом, не уступающим сообществам людей на Земле.

Свои планы по превращению человека в "космический вид" и шаги по их реализации американский предприниматель представил на суд общественности в рецензируемом научном журнале.

Почему Марс? По мнению Маска, Красная планета есть и будет единственным вариантом для "расширения" человечества по нескольким причинам — на ней много ресурсов, есть атмосфера, вода, и в целом Марс гораздо больше похож на Землю, чем Луна или другие близкие к нам планеты Солнечной системы.

Необходимыми атрибутами любой колонии являются её самообеспечение, жизнеобеспечение и расположение. Они все должны учитываться в равном количестве, иначе колония обречена на провал.

Самообеспечение конечно может быть необязательным атрибутом внеземного поселения, но только при условии постоянного и равноценного обмена ресурсами между Землёй и колонией. В ином случае можно говорить только о базе.

Автономность колонии позволила бы во много раз увеличить скорость роста поселения и сильно уменьшит её зависимость от Земли. Промежуточным этапом могут быть колонии, которые требуют только информации с Земли (научной, инженерной и т. п.).

Для постоянного пребывания человека вне Земли поселение должно поддерживать параметры окружающей среды в пригодных для жизни пределах, то есть создавать так называемый гомеостаз. Либо человеческое тело, в итоге технологических мутаций, должно стать адаптивным к существующим условиям обитания.

Может быть несколько видов взаимодействия между внеземной окружающей средой и средой человеческого поселения:

Человеческое поселение полностью изолировано от окружающей среды (искусственная биосфера).

Изменение окружающей среды до состояния, пригодного для жизни земных организмов (терраформирование).

Изменение земных организмов и приспособление их к новой среде обитания.

Также возможны комбинации перечисленных вариантов. Но нельзя забывать и о гравитации, так как при отсутствии земного притяжения тело человека очень быстро атрофируется (в основном мышцы, органы и сердечная ткань — сердечная мышца).

Учитывая это, в 2002 году антрополог Джон Мур предположил, что поселение численностью 150—200 человек сможет нормально существовать на протяжении 6—8 поколений (около 200 лет).

Наилучшее расположение колонии является одним из основных предметов спора сторонников космической колонизации.

Колонии могут располагаться в следующих местах:

Планета, спутник планеты или астероид;

Орбита Земли, Солнца или другого космического тела;

Точка Лагранжа.

Проведя исследование, мы заняли позицию сторонников колоний на планетах. Нами был выбран Марс, как наиболее удобная планета для создания на ней колонии.

Стоит учесть, чтто для нормальной жизни на Марсе требуется его терраформирование. Терраформирование — изменение климатических условий планеты, спутника или же иного космического тела для приведения атмосферы, температуры и экологических условий в состояние, пригодное для обитания земных животных и растений.

Несмотря на то, что для обывателя это звучит как научная фантастика, учёные всерьёз занимаются тем, как современные технологии могут терраформировать Марс, и по большей части потому, что это сделает колонизацию и дальнейшее исследование планеты куда более простыми.

После процесса терраформирования Марс вполне может стать вторым домом для человечества с идеальными условиями для его проживания.

Полярное сияние на Марсе

Милаков Д.А., Конов Д.С.
Научный руководитель — Крухмалева Л.Л.
СОШ №4, Ахтубинск
kristi-17032010@mail.ru

Полярные сияния – это свечение верхних разреженных слоев атмосферы, вызванное взаимодействием атомов и молекул на высотах 90-1000 км с заряженными частицами больших энергий, вторгающимися в земную атмосферу из космоса.

Упоминания о полярных сияниях есть в трудах древних философов: Аристотеля, Плиния, Сенеки. М.В. Ломоносов первый предположил электрическую природу свечения. Опыты подтвердили его предположение. Электроны и протоны, выбрасываемые Солнцем, образуют «солнечный ветер», который движется к Земле со скоростью 400 км/с. Магнитное поле Земли защищает всё живое от «солнечного ветра».

На расстоянии от 500 до 60 тыс. км. от Земли заряженные частицы движутся, навиваясь на линии индукции магнитного поля Земли, и совершают колебания от одного полюса к другому за 0,1-1 с., пока не потеряют энергию при соударении с нейтральными частицами в плотной атмосфере вблизи поверхности Земли.

При столкновении высокоэнергетических частиц «солнечного ветра» с атмосферой происходит ионизация и возбуждение атомов и молекул газов, входящих в ее состав. Излучение возбужденных атомов и наблюдается как полярное сияние. Цвет и форма полярного сияния зависят от высоты, на которой оно происходит.

Количество полярных сияний тесно связано с циклом солнечной активности, точнее, с солнечными пятнами и достигает максимума спустя год-два после максимума солнечной активности.

Полярные сияния исследуются с помощью искусственных спутников Земли, чтобы понять причины и механизм их возникновения, изучить структуру магнитного поля Земли, процессы ее ионосфере и влияние этих процессов на погоду.

Моделирование свойств марсианского льда в земных условиях

Приходько И.Ю., Клочкова В.А., Ананьева Д.В.
Научный руководитель — Крухмалева Л.Л.
СОШ №4, Ахтубинск
4school-sl6@mail.ru

При проведении космических исследований, при составлении планов полётов к объектам Солнечной системы необходимо знать природу льда.

Были проведены экспериментальные исследования по изучению свойств льда при давлениях от атмосферного до марсианского. Полученный лёд оказался по форме и цвету не отличался от обычного, но имел другие свойства. Тем самым подтвердилась выдвинутая гипотеза о том, что свойства льда в космическом пространстве зависят от давления в окружающей среде.

Были построены графики зависимости времени таяния льда от давления. Обращает на себя внимание отличие времени таяния льда, полученного при низком давлении от времени таяния льда при нормальном атмосферном давлении. Это означает то, что при низком давлении возникает пористый лёд. Его теплопроводность значительно меньше, чем при нормальном атмосферном давлении.

Были изучены фазы льда – ступени его переходного физического состояния, изменения химического состава. Некоторые фазы льда образуются в естественных природных условиях, другим необходимы специальные условия.

Был дан анализ состояния льда на Земле и в космосе. На Земле это атмосферный лёд, ледниковый, водный и подземный (снег, град, иней, ледники, морской лёд). В космосе лёд встречается в ядрах комет, на планетах Солнечной системы и их спутниках. Например, поверхность одного из спутников Юпитера полностью состоит изо льда.

Еще на рубеже 70-80- х годов американские космические корабли «Вояджер-1» и «Вояджер- 2» передали на Землю первые снимки поверхности Европы, которые оказались поистине сенсационными. Тщательный анализ позволил определить, что вся поверхность спутника покрыта коркой льда.

Магнитная левитация. Транспорт, который может изменить мир

Федоренко А.В.
Научный руководитель — к.т.н. Нестеров С.В.
Филиал «Взлёт» МАИ, Ахтубинск
nastyxa19735@mail.ru

В 2001-2010 годах средние годовые темпы роста перевозок российских авиакомпаний составляли 10,7% по пассажирообороту и 6,5% по грузообороту. Хотя экономический кризис 2009 года внес негативные коррективы в работу воздушного транспорта, уже в 2010 году рынок авиаперевозок вырос более, чем на 30%, и восстановил прежнюю тенденцию роста.

К основным проблемам экономики и развития воздушного транспорта в России относят:

- Значительный износ основных фондов (объектов аэродромной и аэропортовой инфраструктуры, парка воздушных судов и др.)
- Необходимость повышения уровня безопасности полетов и авиационной безопасности (превышение количества авиакатастроф по сравнению со средним уровнем ИКАО и ведущих авиационных держав)

- Тенденция технического и технологического отставания отрасли (низок технологический уровень оснащенности авиапредприятий, доля затрат на топливо российских авиакомпаний выше, чем в мире, и др.)

Из этого списка можно сделать вывод о том, что внедрение современных технологий в авиации должно вестись не только для усовершенствования воздушных судов, хотя именно от этого в большинстве случаев зависит безопасность авиаперелётов, но и в других областях, также непосредственно касающихся авиации, в частности, и на аэродромах.

Для устранения вышеперечисленных проблем предлагается использовать эффект магнитной левитации, называемый также антигравитационным эффектом.

На протяжении более 30 лет ведутся активные работы по использованию эффекта магнитной левитации в системах железнодорожного и автомобильного транспорта. Так, на данный момент уже существуют поезда на магнитной подушке, маглевы – самый быстрый вид наземного общественного транспорта.

На данный момент первою строчку в списке самых быстрых поездов на магнитной подушке занимает японское решение JR-Maglev MLX01, которому 2 декабря 2003 года на испытательной трассе в Яманаси удалось развить рекордную скорость – 581 км/ч. Стоит отметить, что для обычного железнодорожного транспорта среднюю скорость, развиваемую поездом, принято считать равной около 100 км/ч. Очевидно, что при использовании магнитной левитации в системах железнодорожного транспорта открывается ряд преимуществ, а именно:

- Поезда на магнитной подушке способны развивать большую скорость, чем обычные поезда, а значит и сокращают время в пути для пассажиров;
- Из-за отсутствия физического контакта между дорогой и составом, как в процессе движения, так и при торможении, маглев поезда и специальное полотно практически не подвержены износу;
- Использование сверхпроводящих магнитов в маглев поездах значительно уменьшает потребление энергии. Так,50-тонный Transrapid может весить до 70 тонн, будет потреблять 70-140 кВт\ч электрической энергии.

Применение магнитной левитации в авиации также может решить ряд вышеперечисленных проблем и открыть новые перспективы для российских авиакомпаний.

Использование магнитной левитации при создании взлётно-посадочных полос может существенным образом преобразить всю авиацию, причём это относится не только к гражданской, но и к военной сфере. Фактически, при приземлении не потребуется создание протяжённых взлётно-посадочных полос, протяжённости в 1 - 1,5 километра будет более чем достаточно для приёма воздушных судов, в том числе и крупных.

В подобной ситуации, взлётно-посадочная полоса мало чем будет отличаться от железных дорог, также использующих свойство магнитной левитации, исключением станет лишь то, что вместо рельсового полотна, электромагниты будут встраиваться в поверхность взлетно-посадочной полосы, и проходящий по ней электрический ток будет либо затормаживать воздушные суда при заходе на посадку, либо ускорять их при выполнении взлёта.

Использование магнитной левитации, называемой также магнитной подушкой, откроет ряд преимуществ:

- воздушное судно не будет вступать в контакт с поверхностью взлётно-посадочной полосы, что в свою очередь препятствует износу и взлётно-посадочной полосы, и системы шасси воздушных судов;
- Минимизируя износ шасси, и фактически избавляясь от него, минимизируется и шанс создания аварийной ситуации с этими узлами, т.е. повышается уровень авиационной безопасности;
- Учитывая военные разработки, взлётно-посадочные полосы на магнитных подушках позволят разгонять боевые самолёты до номинальной скорости даже на непротяжённых отрезках, что подходит для создания компактных авиабаз, размещения тяжёлых самолётов на палубах авианосцев и т.п.

Таким образом, использование магнитной левитации позволяет создать принципиально новые транспортные системы, которые полностью решают скоростную транспортировку пассажиров и грузов на земле и в воздухе, при увеличении безопасности, экологичности и уменьшении себестоимости.

Повышение инвестиционной привлекательности путем построения эконометрической модели для анализа величины Чистых активов компании

Шилова С.П., Семенова Н.С.
Научный руководитель — Окунева Т.Д.
Филиал «Взлёт» МАИ, Ахтубинск
Sony2580@outlook.com

Приоритетной целью руководства организации, нацеленной на дальнейшее развитие, является рост инвестиционной привлекательности предприятия. Особое внимание уровню инвестиционной привлекательности, в частности уделяется на предприятиях авиационной промышленности – отрасли, в рамках которой осуществляются исследования, разработки в научной области, строительство и испытания опытных образцов, серийный выпуск летательных аппаратов и их компонентов.

Лидером российского авиастроения признано Публичное акционерное общество «Объединенная авиастроительная корпорация» (далее ПАО «ОАК»), одной из стратегических целей которого, является повышение привлекательности предприятия для инвесторов со стороны бизнеса и снижение зависимости от государства в части инвестиций [1].

Не существует единого подхода к оценке инвестиционной привлекательности компании, выбирая ту или иную методику, необходимо изучить многие факторы, что невозможно без организации статистического наблюдения и оценки.

Для анализа величины Чистых активов ПАО «ОАК» как одного из ключевых факторов, влияющих на повышение инвестиционной привлекательности корпорации предлагается использовать методы построения эконометрических моделей. Для проведения исследования используются средства MS Excel [2].

Величина Чистых активов, которая отражает разницу между активами и обязательствами компании, оценивается потенциальными инвесторами, кредиторами, акционерами, руководство корпорации контролирует данное значение и изыскивает пути его повышения.

Анализ финансовой отчетности ПАО «ОАК» за период с 2007 года по 2016 год показал, что величина Чистых активов ПАО «ОАК» выросла в 3,5 раза с 96 845 млн. рублей в 2007 году до 342 767 млн. рублей в 2016 году.

В связи с этим предполагается, выявить факторы, которые влияли на величину Чистых активов ПАО «ОАК», для последующего построения модели множественной регрессии. В качестве объясняющих факторов, были выбраны: чистая прибыль (убыток), оборачиваемость активов, финансовая зависимость организации, величина себестоимости продаж, сумма дебиторской задолженности (краткосрочной и долгосрочной), и долгосрочные финансовые вложения.

На первом этапе был проведен корреляционный анализ, в результате которого была получена матрица коэффициентов парной корреляции. На основе анализа данной матрицы остаются два фактора – сумма дебиторской задолженности (краткосрочной и долгосрочной) и долгосрочные финансовые вложения. Часть исходных данных с наиболее высокой зависимостью была отсеяна. Проведенный тест на выявление мультиколлинеарности Фаррара–Глоубера не опроверг выводы, сделанные ранее.

В результате регрессионного анализа получено уравнение регрессии, все коэффициенты которого значимы при 5%-ном уровне значимости:

$Y= 27\,114\,356{,}37 – 0{,}48X5 + 0{,}85X6$

Коэффициент множественной детерминации показывает, что вариация объясняющих переменных уравнения множественной регрессии на 97% обуславливает вариацию результативной переменной. Отобранные показатели правомерно включены в регрессионную модель по причине их значимости по критерию Стьюдента: tстат<tx5 (2,36<3,95), tстат<tx6 (2,36<9,77).

Для оценки качества модели были также определены:

а) коэффициент множественной корреляции = 0,99;

б) средняя относительная ошибка аппроксимации=6,95%

Проверка значимости уравнения регрессии была произведена на основе F-критерия Фишера. Поскольку Fрасч. > Fтабл. (122,82 > 4,74), уравнение регрессии признано значимым, то есть его можно использовать для анализа и прогнозирования.

Учитывая, что коэффициент регрессии невозможно использовать для непосредственной оценки влияния факторов на зависимую переменную из-за различия единиц измерения, были использованы коэффициенты эластичности, бета-коэффициенты и дельта-коэффициенты.

В результате, можно сделать вывод, что наиболее сильное влияние на величину Чистых активов оказывает изменение объема финансовых вложений, основная доля которых приходится на акции (99,32% в 2016 году).

Проведенный эконометрический анализ позволил выявить влияние показателей деятельности ПАО «ОАК» на величину Чистых активов и может быть использован для оценки и анализа других факторов, влияющих на рост инвестиционной привлекательности. Ведь условием привлечения инвестиций является проведение такой политики, которая направлена на создание стабильных условий для вложения финансовых и иных ресурсов, обеспечивающих возрастание доходов на вложенный капитал, для расширения экономической деятельности предприятия.

Литература

1. Инвестиционная деятельность: учебное пособие / Н.В. Киселева, Т.В. Боровикова, Г.В. Захарова и др.; под ред. Г.П. Подшиваленко и Н.В. Киселевой. – 2-е изд., стер. – М.: КНОРУС, 2006 – 432 с.

2. Эконометрика. Компьютерный практикум для студентов третьего курса, обучающихся по специальностям 080105.65 «Финансы и кредит», 080109.65 «Бухгалтерский учет, анализ и аудит». – М.: ВЗФЭИ, 2011.URL: http://docplayer.ru/27582324-Kompyuternyy-praktikum-po-ekonometrike.html (дата обращения: 10.02.2018)

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ/Alphabetical Index

Alshaalan Mehmed 339
Amit K.S. 346
Babu J.G. 341
Baraskar Aditya 341
Boitsov A.G. 349
Ied Kaiss 350
Ionov A.V. 350
Jajarmi Maziyar 349
Kahrobaei Mohammad 117
Kanika Aggarwal 343
Luke R.R. 341
Maslennikova G.E. 350
Naba K.P. 343
Nishant Gaurav 343
Paing Mhuu Khant 29
Panasenkov V. 344
Panda Manabesh 343
Pradhan N.K. 344
Santhamurthy.G 341
Shahi Saurav 346
Shakov N.V. 351
Starikov P.A. 350
Starkov A.V 348
Thomasjayachandran A.V. 346
Trifonov Maksim 347
Uwe Klingauf 347
Vin Zay Yar 348
Vu Phuc 228
Wei Ma 350
Yair Pina 346
Абдрахманова Ж.С. 353
Абдуллин М.Р. 161
Абильдаева К.Ж. 365, 369
Абрамцова В.В. 190
Аваев Н.В. 11
Авдеев А.В. 183, 187
Авдеев С.В. 118, 130
Агаев Р.Н. 65, 83
Агапов А.В. 119
Агульник А.Б. 126, 139
Акбашев Д.О. 296
Акилин В.И. 251, 256, 263, 272, 283, 288
Алейник И.С. 202
Александровская Л.Н. 290
Алексеенков А.С…296, 309, 321, 325
Алендарь А.Д. 120, 127
Алпацкий Г.Г. 297
Алтунин В.А. 161
Альмухаметова Э.Р. 361
Амосов А.Г. 29
Амосова А.В. 30
Ананьева Д.В. 380
Андрющенко А.В. 298
Аникин В.А. 249
Аникин К.А. 250
Аникина В.Д. 88
Апраксина А.В. 251
Аронов Д.И. 31
Арсентьева М.В. 172
Арсеньева А.Д. 353
Артамонов А.А. 299
Артамонов Е.А. 300, 332
Арувелли С.В. 32
Архангельский А.А. 252
Архипов А.Г. 253
Архипов А.Н. 145, 146
Аунг В.Е. 33
Афанасьев В.А. 50, 56
Аханкина А.И. 301
Ахметбекова А.К. 354
Ахметжанов Р.В. 181, 185
Ахметуллаев А.А. 363
Ахрамович С.А. 25
Байдали А.А. 355
Баимова А.В. 254
Баланкин Д.А. 228
Балыклейский Ф.В. 190, 218, 242
Барабанов А.В. 34
Баранов А.М. 262, 282, 292
Баранов П.Н. 273
Барановски С.В. 29, 33, 34
Баринов М.А. 255

Баронин А.В. 327
Баскаков В.Д. 79
Батраков А.С. 13
Беклемищев Ф.С. 302, 304, 306
Белкин В.Д. 303
Белова С.Е. 136
Белозерский М.С. 333
Белоусова Л.Ю. 15, 22
Белый А.О. 35
Беляева Н.В. 161
Беляков В.А. 162
Беляков Д.В. 96
Березова А.А. 99
Бернацкий К.С. 304
Бех П.Д. 15
Бикинеева А.П. 16
Бирлов И.А. 36
Биткова М.С. 371
Бобков Н.А. 37
Богданов А.С. 182
Богданович В.И. 121
Богер А.А. 17
Бодунков Н.Е. 299
Бойко Л.М. 305
Бойцов А.Г. 117
Бокарев М.А. 89
Болдина И.А. 204
Болдырев А.В. 50
Бондаренко В.Н. 246
Бондаренко И.С. 38
Борисов А.М. 249, 284
Борисов В.Ф. 225, 228, 243
Борисов И.В. 46, 112
Борисова И.А. 256
Боровик И.Н. 165, 166
Боровиков Д.А. 119, 139
Бородай И.Ю. 306
Бородин В.В. 197, 219
Борщёва А.А. 372
Братчиков А.И. 89
Брусов В.С. 20
Брызгалов А.И. 163
Брюханова Е.Н. 237
Бугаева Е.Д. 374
Бульбович Р.В. 159
Буренко Е.А. 375
Бурчуладзе А.Г. 122
Бут А.Б. 107
Бутко А.О. 42, 107
Буянов Д.О. 229
Быков Н. 90
Вагапов У.Д. 323
Важенин Н.А. 223
Валынга С.О. 39
Варданян Э.Л. 63
Варюхин А.Н. 132
Василевский Д.О. 162
Васильев В.С. 164
Ветров В.В. 158
Викулин А.В. 120, 127
Виндекер А.В. 40
Виноглядов В.С. 319
Вишняков М.С. 251
Владенков А.В. 183
Власов М.В. 192
Власов О.Ю. 8
Волк К.В. 18
Волков А.А. 171
Волков А.П. 234
Волосов В.В. 230
Волхонский А.Е. 70
Воробьев А.Г. 162, 167
Воробьев Д.Н. 268
Воронин А.П. 19
Воронин А.Ю. 136
Воронин В.В. 306, 313
Воронка Т.В. 16
Ворошилин А.П. 257
Вятков В.В. 137
Гаджиев Х.Р. 139
Газизова А.Ю. 257
Галлямова А.Т. 258
Гареева Э.Л. 337
Гарсия А.Г. 124
Гвоздарёв Р.С. 190
Гевара Г.А. 138
Гладонюк К.А. 230
Гладышев А.П. 333
Глазков В.С. 9
Глуцкая К.А. 231
Гнездилов Р.Р. 193
Гнусов В.А. 362
Гогаев Г.П. 124
Голенко Д.С. 194

Голиков В.А. 41
Головин И.А. 42
Головина Е.С. 43
Голубничий А.В. 232, 244
Горбунов А.А. 126, 139
Горбунов М.С. 91
Гордеев Н.Е. 194
Гордиенко П.В. 195
Горожеев М.Ю. 268
Горшков А.С. 44
Горькавый М.А. 311
Грапененко О.Ф. 111
Гребенюк Е.И. 264, 274, 292
Григоровский В.В. 165
Григорьян А.Р. 259
Гринёв А.Ю. 234
Гришина А.Ю. 16
Громова Ю.С. 239
Гротова О.Н. 148, 155
Грумондз В.Т. 25
Грунин А.Н. 120, 127
Гурченков А.А. 95
Гурьянов А.И. 104
Гусаров А.С. 307
Гусев Н.А. 260
Гусейнов А.Б. 54
Данилаев Д.П. 231
Дарибаева Н.Т. 355
Дементьев Ю.И. 328
Демидов А.Я. 239
Демин П.П. 165
Денисов А.А. 196
Джамакеев И.Б. 356
Дителева А.О. 260, 266, 272, 281
Дмитриев В.С. 166
Дмитриева Н.С. 308
Добровольский С.В. 66
Добычина Е.М. 194, 205, 217
Долгов И.А. 92
Долгов О.С. 32, 64, 73, 77
Доронин М.И. 47
Дроздов Д.О. 197
Дрынкин Д.А. 327
Дубов К.В. 197
Дудукин Д.М. 103
Дулин В.В. 44, 62
Дурындин А.А. 46
Дык Хань Чу 199
Евдокименков В.Н. 317
Евсеев Д.А. 234
Егоров А.А. 100
Егоров В.В. 208, 226
Егоров Ф.В. 321
Ежов А.Д. 47
Елинсон В.М. 258, 293
Елфимов А.А. 357
Емельянов А.В. 333
Ерёмин А.Г. 150, 154
Еремин А.М. 235
Ериков К.М. 129
Ермашкевич А.А. 167
Ермилов М.М. 309
Ермолов И.Л. 314
Ермольев В.И. 47
Есаян Л.Г. 310
Ефанов В.В. 315, 326
Ефимов А.В. 195
Ефимов А.Ю. 311
Ефремов А.В. 20
Ефремов В.А. 93
Ефремов Е.В. 20
Ефремов И.А. 262
Жаднов В.В. 203
Жанболган С.Т. 365
Жиенбаев Р.Т. 358
Жуков А.В. 241
Жуков Д.М. 199
Жуматаева Ж.Е. 358, 359, 362, 364
Журкабаев А.Д. 359
Журкабаева А.Д. 364
Заболоцкая А.Р. 167
Заико А.И. 318
Заковряшин А.И. 236
Замасковцев С.А. 48
Засядко Т.А. 235
Захаров И.В. 306, 325, 335
Захарченко В.С. 134, 183
Заяц Ф.В. 236
Здорова М.В. 148
Зеленова Е.В. 186
Зенин А.С. 237
Зечихин Б.С. 148, 157, 160
Зигангиров А.Н. 50, 56
Зимина А.А. 9

Злобин К.Р. 376
Золотарев А.Ю. 20
Зрячев С.А. 94
Зубанов В.М. 171, 179
Зыбин В.Б. 21
Ивакин С.В. 183
Иванов А.В. 148
Иванов И.И. 262
Иванов Н.С. 149
Иванов Я.А. 366
Иванова А.С. 359
Игнаткин Ю.М. 9
Изгородин П.А. 127
Измайлов А.А. 234
Илиеш Д.В. 263
Илова А.А. 372
Ильина М.А. 128
Ильясов Р.И. 152
Илясов А.А. 276
Иманова Л.С. 10
Инюшин А.П. 306
Ионов А.В. 119, 124, 138
Исмагилов Ф.Р. 330
Исмагилова А.Р. 200
Кабанов Д.Е. 168
Кадеров В.А. 149
Казаков Г.Н. 199, 209, 224
Калджанов Б.Б. 360
Калинина К.Л. 104
Калмыков А.В. 335
Калпина Н.Ю. 151
Калягин М.Ю. 47, 78
Камалиева Р.Н. 50
Каменский И.В. 215
Капитонов М.В. 41
Капустин А.Г. 98
Капустина А.А. 201
Каращан С.В. 247
Каргаев М.В. 52
Карнаухов Н.С. 98
Карпов С.А. 202
Карпухин Е.О. 193, 220
Карпушин А.А. 264
Карташов Э.М. 97
Карунный Я.В. 296
Кассин Д.В. 169
Каширин Д.А. 181, 185
Кетебаев А.А. 361, 367
Ким Н.В. 296, 310, 324
Кипиченко Д.О. 53
Кириллин А.В. 257
Кириллова А.М. 129
Киселев И.О. 132, 134
Климов К.Н. 204
Клишина И.С. 238
Клочкова В.А. 380
Клунко Д.А. 299
Клягин В.А. 31, 37, 57, 68
Ковалев И.А. 265, 270
Когой Т.В. 255
Козлов А.А. 174
Козлов А.П. 266, 281
Колесников А.В. 90
Коломенцев А.И. 161
Кондратьев А.В. 268
Кондрацкий И.О. 250, 269
Кондрашин А.А. 253, 291
Конов Д.С. 379
Конюхов И.К. 54
Кордюков И.А. 269
Коробейников Е.В. 265, 270
Королев В.С. 25
Королев П.С. 203
Котельников А.Б. 217
Котельников В.А. 169
Котлярова Н.Ю. 204
Коханова Ю.С. 161
Кошелев А.В. 67
Красавин Д.С. 241
Красавин Е.Э. 11
Красильников С.А. 118, 130
Краснов В.А. 377
Кривденко И.В. 298
Кривенков В.С. 95
Кривошеев И.А. 141
Круглова Е.В. 10
Крухмалева Л.Л. 379, 380
Крюков Я.В. 239
Крючков В.Л. 333
Кубрин В.И. 276
Кудряшов И.А. 58
Кузин Е.В. 272
Кузнецов С.С. 55
Кузнецов Ю.В. 196

Кузькин В.И. 252, 259, 277
Кузьмин Р.Э. 205
Куимов Е.С. 161
Куклев К.И. 226
Куклин А.Ю. 153
Кукушкин Д.Ю. 260, 266, 272, 281
Кулепётова Н.Н. 355
Кулёпетова Н.Н. 354
Кулик Ю.П. 30, 109, 110
Кунавин А.М. 50, 56
Купреева А.Ю. 186
Куприков М.Ю. 29, 41
Куприянов А.И. 214
Курбацкий Г.В. 22
Куркин Е.И. 97
Куркин И.И. 186
Курмаев Т.И. 241
Курочкин В.А. 273
Курушин Р.А. 274
Кутейникова Е.Н. 312
Кутина А.В. 207
Кутяева Д.М. 275, 277
Кучеров Н.А. 131
Куянов В.В. 313
Лавицкая Т.С. 23
Ладыко М.А. 150
Ламзин В.А. 167
Ланг И.Г. 250
Лапин Б.С. 314
Лапшин И.А. 315
Ларин С.Н. 94
Ларина К.Д. 316
Лаушин Д.А. 57
Левина А.В. 79
Лёвина М.Н. 361
Левчук И.В. 378
Левшонков Н.В. 43
Лепешинский И.А. 131
Либерман Е.А. 208
Липницкий Ю.М. 101
Лисов А.А. 102
Лифанов И.П. 106
Лобанов А.С. 58
Логинов Р.А. 12
Лозовой Р.Р. 107
Ломанов А.Н. 298
Ломкин Н.И. 96
Лопухов С.А. 150
Лосев А.М. 201
Лукацкий Е.Д. 58
Луценко Ю.Ю. 353
Лысых Д.А. 276
Лычкин М.Т. 41
Любинский Д.С. 241
Любченко Е.М. 132
Ляпин Н.А. 317
Мадиредди Тхилак 170
Маковецкий М.Б. 60
Макосвкая Т.Д. 61
Максимов А.Д. 171, 179
Малышкин Д.А. 153
Мальцев Н.А. 190, 218, 242
Мамросенко К.А. 262
Мартиросов М.И. 81
Маркин Н.Н. 10, 16, 18, 19, 21, 23
Марков Н.Г 318
Мартынов А.Д. 292
Мартьянов Е.П. 11
Марчуков Е.Ю. 124
Маршанцев С.В. 275, 277
Маслов А.И. 172
Маслов С.А. 78
Матвеев А.М. 241
Махров В.П. 76, 168
Мевис Ф.А. 230
Мельников А.Б. 265, 270, 278
Мельников А.В. 187
Мельничук В.Н. 176
Меркишин Г.В. 24, 190, 218, 242
Мерьков А.Ю. 209
Метельников А.А. 183, 187
Милаков Д.А. 379
Минаев П.Н. 62
Миндрин А.С. 319
Мироненко Л.А. 52
Михайлов Н.А. 320
Михайлова И.С. 279
Михайловский К.В. 34
Михалюк Д.С. 92
Могильная Т.Ю. 257
Молодницкий В.И. 280, 285
Молчанов Т.И. 150
Монахова В.П. 129
Морель Д.А. 172

Морковкин А.И.....284
Морозов В.В.....27
Морозов Е.А.....174
Морокин С.П.....362
Москвин Н.В.....319
Муратаев Ф.И. 144
Мусаева А.А.....204
Мусаханова Ф.Б.....363
Набатов Н.Н. 359, 364
Назаров А.Н. 24
Назаров А.Ю. 63
Напреенко К.С. 64
Насыров Р.Ш.....11
Нгуен Ван Ту.....228
Нгуен Кань Конг.....209
Нгуен Нгок Линь 243
Неверов А.С. 132
Недрогайлов С.П. 280
Неклюдов Е.В. 210
Немцев Д.В.....124
Ненахов Е.В. 97
Нестеренко В.Г. 121
Нестеров В.А.....266, 281
Нестеров С.В.....375, 376, 380
Неудакин А.А.....192
Нечаев Р.А.....282
Никитин Д.А. 24
Никитин П.В. 165
Никитченко Ю.А. 11
Николаев Н.А.....320
Новиков А.В.....232
Новиков В.А.....283
Новиков Е.В. 65
Новоселова А.А. 126
Норкина Н.В.....66
Нуретдинов Э.Д. 66
Оболенский В.Ю. 321
Оборин Ф.С.....66
Обухов В.А.....181
Овдиенко М.А.....132, 134
Овчинников М.А. 249, 284
Овчинникова Е.В.....223
Огарко А.К. 321
Окунева Т.Д. 371, 382
Орлов В.П.....228, 243
Орлов В.С.....298
Орлов Н.Ю. 243
Осипова Т.В. 287
Осокина Е.С. 133
Остапюк Я.А. 143
Павлов В.Ю.....99
Павлов П.В.....319
Пагава Л.Л.....285
Пайков А.М.....136
Панасова Г.В.....286
Паневин Д.Н. 287
Пантелеев Д.А. 245
Панфилов А.В.....322
Панфилов Е.Д. 299
Панчугин Д.С.....89
Парафесь С.Г. 40
Перчихин О.И. 323
Петерс Е.Я.....67
Петренко Я.В. 107
Петров И.А.....68
Петухов С.Л. 58
Печаткин А.В.....216
Пешехонов С.В.....108
Пешкова Е.А. 174
Платонов И.М.....47
Плющаков Д.В.....70
Подшибнев В.А. 323
Поздеев И.А. 71
Показеев В.П.....103
Полищук М.В.....25
Пономарёв Л.И. 210
Пономарёв С.Н. 109
Попова В.А.....324
Потапов А.А.....211
Потапова Т.А. 110
Приказчиков Е.А. 195
Притулкин А.А. 61, 72
Приходько И.Ю. 380
Прохоров И.А. 288
Прохоров М. 322
Прусова О.Л.....48, 174
Пугачев Ю.Н.....60
Пугачёв Ю.Н.....80
Пушкарный Н.И. 289
Пыжикова А.А. 73
Рагулин И.А. 21
Райман А.А. 325
Раихин К.В.....124
Рахманкулов Д.Я. 132, 134

Ремизов А.Е. 133
Решетников Д.А. 325
Рогов Н.В. 113, 127
Роговенко О.Н. 326
Родченко В.В. 66
Рой Р.И. 34
Рубцов Е.А. 212
Рустамов Ю.М. 212
Ручиснкий В.С. 93
Рыбушкин Н.А. 135, 156
Рылев И.Б. 213
Рюмшин Р.И. 229
Рябоконь А.С. 327
Ряузов П.Е. 378
Саакян Я.В. 176
Савельев С.А. 74
Савилкин С.Б. 287
Саврадым Д.С. 328
Савушкина С.В. 286
Савченко А.Ю. 26
Савченко Г.Б. 88
Сагитова Е.А. 254
Садковская Н.Е. 111, 279
Садовская Е.В. 214
Сайдулаева В.Ю. 358
Сайфуллин Нуртай 365
Салманов Р.А. 136
Самигуллин Т.А. 135, 156
Самойлин Е.А. 202
Самойличенко А.А. 329
Самсонович С.Л. 305, 312, 323
Сандалов В.М. 151
Сапронов Д.И. 215
Сарычев А.В. 111, 333
Сатин А.А. 60, 80
Саушкин Б.П. 71
Сафонов И.О. 137
Сахарчук В.В. 216
Саяхов И.Ф. 330
Свердлов Б.Г. 207
Свиридова Е.Ю. 316
Седанкин М.К. 308
Селиванова М.А. 332
Селиверстов С.Д. 124, 138
Семаев Д.С. 75
Семенов В.В. 172
Семенов С.А. 76
Семенова Н.С. 382
Семенчиков Н.В. 8
Серебрянский С.А. 74
Сидоренко А.С. 221
Сизов А.А. 356, 367, 369
Сизова А.Г. 357, 366
Силин В.В. 290
Сиротинский Е.А. 232, 244, 245
Скворцов М.С. 12
Скиданов С.Н. 36, 106
Склярова А.П. 126, 139
Слепова А.Ш. 368
Слепцов В.В. 260, 265, 269, 270, 272, 275, 278
Слитинская А.Ю. 11, 12
Смагин А.А. 77
Смагин Д.И. 61, 72
Смирнов П.Е. 188
Смирнов С.А. 82
Смирнова О.В. 188
Смородин Ф.К. 85
Снастин М.В. 217
Сокова Е.А. 333
Соколов А.А. 291
Соловьёв А.В. 152
Соловьев П.А. 252
Солосятов Д.И. 300, 332
Соснов О.Р. 78
Спандияр Н.М. 365
Спирина М.О. 97
Степанов В.С. 297
Степанова Н.А. 139
Сторожилов В.А. 79
Субботин П.В. 190, 218, 242
Субхангулов А.А. 141
Суламанидзе А.Г. 153
Султанова М.И. 307
Суслов А.А. 111, 333
Суханов В.Н. 252
Сухарев М.И. 244, 245
Сычёв М.И. 194, 209
Тавицкий В.А. 47
Талаев А.Д. 219
Талахов К.Д. 138
Тананаева А.М. 220
Тараканова А.Д. 366
Татарский Б.Г. 197

Тафинцев К.С. 226
Терентьев М.Н. 303
Терещенко К.В. 98
Тимаков С.Н. 17
Тимонин Е.А. 333
Тимушев С.Ф. 164, 170, 177, 178
Титаренко М. 154
Титов А.А. 112
Титова Е.И. 335
Тихонов К.М. 302
Ткаченко А.Ю. 143
Ткаченко И.О. 80
Тлявлин А.З. 200
Томаева А.У. 99
Томашевский А.С. 81
Торебеков А.С. 367
Торпачёв А.В. 39
Торшин Д.В. 25
Трифонова Ю.С. 155
Троицкий М.И. 82
Трубников А.А. 325
Тупицын А.В. 336
Туркичева С.В. 221
Тюшин А.В. 83, 87
Тяпкин П.С. 223
Ульянов Д.В. 100
Уразаев Е.Е. 368
Утенков М.Д. 65, 83
Ушкар М.Н. 232, 244, 245
Фам Винь Ван 223
Фам Хю Хоанг 224
Федоренко А.В. 380
Федотикова М.В. 292
Филева М.В. 142
Филинов Е.П. 118, 130, 143
Филипенко А.А. 26
Филипов А.А. 85
Филиппов Н.С. 176
Финаев В.И. 307
Фомичев А.О. 71
Фомичёва О.А. 55
Фонарев Д.А. 79
Французов М.С. 150
Фролов А.А. 177
Фролов В.А. 9
Хайруллина Л.Р. 85
Хакимов А.Р. 135, 156
Хамзин Р.Р. 369
Харалгин С.В. 217
Хартов С.А. 183, 185, 187, 188
Хачикян В.А. 230, 235
Хлебцов Р. 296
Хлопов А.Д. 150
Хоменко К.И. 148
Хомякова Н.В. 38
Хопин П.Н. 176
Хряпа А.С. 292
Царева Е.П. 225
Целищев В.А. 182
Чайка Ю.В. 35
Чепурина А.Е. 86
Чернова А.В. 178
Чернова Т.А. 91
Чернышева С.А. 101
Черняева Е.В. 142
Чикучинов Е.М. 157
Чистяков В.А. 246
Чубенко Т.А. 171, 179
Чубиков В.Н. 313
Чубуков А.И. 144
Чулков Н.С. 27, 158
Шавелкин Д.С. 53
Шавёлкин Д.С. 86
Шандров Б.В. 75
Шаров Д.С. 226
Шаукенова К.С. 369
Шахов А.С. 145
Шахов М.С. 13
Шашкеев К.А. 294
Шведов А.В. 289, 293
Швецов А.Н. 86
Шевгунов Т.Я. 199
Шевченко И.В. 226
Шевчук А.В. 247
Шевяков А.О. 146
Шепеляев А.А. 86
Шестопалова О.Л. 355, 359, 360, 361
Шехтман С.Р. 114
Шилин П.Д. 27, 158
Шилов В.В. 301
Шилова А.А. 159
Шилова С.П. 382
Шинова К.Д. 337
Широков А.А. 160

Ширяев О.В. 337
Шишкин А.А. 102
Щеглов А.В. 238
Щугорев В.О. 83, 87
Щур П.А. 258, 278, 294
Эпельфельд А.В. 250, 269
Юдина Г.А. 329
Яковлев М.М. 153
Яконюк А.Ю. 113
Якурнова К.А. 120
Якуш С.Е. 163
Якушкина Н.В. 374, 378
Яновский Л.С. 128
Янсаитова М.И. 114
Ярославцев Н.Л. 122
Ясенцев Д.А. 211, 235
Яцев С.М. 229

Гагаринские чтения – 2018
XLIV Международная научная молодёжная конференция

Сборник тезисов докладов конференции

Том 1

gagarin.mai@gmail.com
www.gagarin.mai.ru

Учёный секретарь:
М. Гордеева

Оформление обложки:
А. Вороненко

Вёрстка:
Р. Некрасова

Подписано в печать 27.03.2018
Формат 60x90 1/16
Гарнитура Times New Roman
Печать цифровая. Усл. печ. л. 14,12
Тираж 230 экз.
Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии «Luxor-print»