

**10-я Международная конференция
«АВИАЦИЯ И КОСМОНАВТИКА – 2011»**

Тезисы докладов

Москва, МАИ
8 - 10 ноября 2011 г.

УДК 629.7
ББК 94.3 39.52 39.62
А20

10-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2011». 8–10 ноября 2011 года. Москва. Тезисы докладов. – СПб.: Мастерская печати, 2011. – 329 с.

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

Мероприятие проводится при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 11-08-0682г).

ISBN 978_5_905176_05_0

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2011

Организатор

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Программный комитет

- Герашенко А.Н.** – председатель, ректор МАИ
Шевцов В.А. – заместитель председателя, проректор по научной работе МАИ
Алифанов О.М. – декан аэрокосмического факультета МАИ
Бодин Б.В. – главный ученый секретарь, заместитель генерального директора ФГУП «ЦНИИМАШ»
Ефремов А.В. – декан факультета «Авиационная техника» МАИ
Желтов С.Ю. – генеральный директор ФГУП «ГосНИИАС», заведующий кафедрой «Системы автоматического и интеллектуального управления» МАИ
Малышев В.В. – заведующий кафедрой «Системный анализ и управление» МАИ, председатель Оргкомитета
Новиков А.В. – заместитель генерального конструктора по научной и учебной работе ГП «КБ «Южное»
Обносов Б.В. – генеральный директор корпорации «Тактическое ракетное вооружение», зав. кафедрой «Авиационные и робототехнические системы» МАИ
Паничкин Н.Г. – первый заместитель генерального директора ФГУП «ЦНИИМАШ»
Погосян М.А. – президент ОАО «Объединенная авиастроительная корпорация», заведующий кафедрой «Проектирование самолетов» МАИ
Попов Г.А. – директор НИИ ПМЭ
Разумный Ю.Н. – исполняющий обязанности начальника комплекса ФГУП «ЦНИИМАШ»
Райкунов Г.Г. – генеральный директор ФГУП «ЦНИИМАШ», заведующий кафедрой «Космические системы и ракетостроение» МАИ

Организационный комитет

- Малышев В.В.** – председатель, заведующий кафедрой «Системный анализ и управление» МАИ
Шевцов В.А. – проректор по научной работе МАИ
Ефремов А.В. – декан факультета «Авиационная техника» МАИ
Алифанов О.М. – декан аэрокосмического факультета МАИ
Попов Г.А. – директор НИИ ПМЭ
Байрамова Т.Ш. – ученый секретарь

О г л а в л е н и е

О М.К. ЯНГЕЛЕ	5
1. ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ.....	11
2. СЕКЦИЯ «АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ»	14
3. СЕКЦИЯ «РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ»	69
4. СЕКЦИЯ «ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ И ДВИГАТЕЛИ».....	131
5. СЕКЦИЯ «ИНФОРМАЦИОННО- ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ».....	190
6. СЕКЦИЯ «СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ИНФОРМАТИКА И ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИКА»	228
7. СЕКЦИЯ «ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА».....	253
8. СЕКЦИЯ «МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ»	277
9. МОЛОДЕЖНАЯ СЕКЦИЯ ПО ИСТОРИИ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....	294
АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ	319

Янгель Михаил Кузьмич



На живописных берегах реки Воря, среди первозданных лесов расположен г. Красноармейск. Историю города обычно связывают с возникновением на этом месте Вознесенской мануфактуры, позже с появлением Софринского полигона, ныне ФГУП НИИ «Геодезия», на территории которого проводятся испытания и сдаются на вооружение Российской армии новейшие виды артиллерийского и ракетного вооружения, боеприпасов,

военной техники.

Герб Красноармейска: основной фигурой герба являются ворота – главная часть исторического памятника архитектуры – «Красные ворота», сохранившиеся от Вознесенской бумагопрядильной мануфактуры, основанной в 1834г. Ядра символизируют оборонную промышленность города, на полигонах которого проходили испытания реактивных снарядов для «Катюши». Именно в наш город в 1927г. приехал учиться и работать будущий академик, конструктор в области ракетно-космической техники Михаил Кузьмич Янгель.

Детство и юность

В Сибири, в деревне Зыряновой Нижнеилимского района Иркутской области 25 октября 1911 года в семье потомственного крестьянина родился Михаил Кузьмич Янгель. Здесь, в родной деревне, на берегу живописного Илама и прошло его детство.

В местной трехклассной школе он начал постигать грамоту. Здесь с детских лет Михаил познал нелегкий крестьянский труд. У его родителей - Кузьмы Лаврентьевича и Анны Павловны было 12 детей. Чтобы прокормить такую большую семью, родителям приходилось заниматься не только земледелием, но и животноводством, охотой и другими промыслами. Как и в других крестьянских семьях, в семье Янгелей детей рано приучали к труду, всем им было определено свое место. Ребята с отцом работали на «чистке» - разработке участка под пашню, косили сено, убирали хлеб, ходили в тайгу на охоту, а девочки больше помогали матери на кухне и по хозяйству.

«Отец хоть и строг был,- вспоминает дочь Валентина,- но никого не бил, чаще нам от матери перепадало. Бывало, ребята набедокурят или подерутся, не поделят что-нибудь, так отец отчитает хорошенько провинившихся, а в отношения между детьми никогда не вмешивался -

самостоятельность воспитывал». Любили Кузьму Лаврентьевича в семье, уважали за трудолюбие и острый ум в деревне. Часто деревенские просили его разрешить спор или ссору, потому что знали: Кузьма правильно рассудит, не даст никого в обиду.

Один за другим пошли в школу Саша, Константин, Надежда, Николай, Михаил...

Александр, прервав учебу, ушел 16-летним пареньком в отряд илимских партизан на борьбу с Колчаком. Константин учился на «отлично» и первый из деревни поступил в Московский университет.

Михаил, окончив Зырянскую школу, поступил в Нижнеилимское высшее начальное училище, в котором проучился до 1924 года. К этому времени семья Янгелей увеличилась до 13 человек. Жили бедно, как говорится, еле сводили концы с концами. Несмотря на нужду, Кузьме Лаврентьевичу очень хотелось, чтобы его дети учились дальше. В 1924 году Михаил переехал в Куйтун Иркутской области, где жил у тети - младшей сестры матери.

В декабре 1925 года, когда ему исполнилось 14 лет, Михаила приняли в комсомол. Горячо поздравил его с этим событием старший брат - Александр, красный партизан, один из руководителей Нижнеилимской комсомольной, член Иркутского губкома комсомола, делегат 4-го съезда комсомола и первой Сибирской краевой конференции РКСМ.

В 1926 году Михаил переехал в Москву к своему старшему брату Константину, который учился в Университете. Время было тяжелое, пришлось совмещать учебу с работой на заводе стеклографии.

Фабрика

В 1927 году М.Янгель впервые приезжает в Красноармейск. В этом году он окончил 7-й класс общеобразовательной школы. Дальнейшая жизнь в общежитии стала невозможной, и он стал искать место, где можно было бы продолжить учебу и работу. Однажды ему в руки попало газетное объявление в котором на Вознесенскую мануфактуру приглашались молодые рабочие, причем обучение им гарантировалось. И Михаил сел на поезд... Ведущая из Софрино узкоколейка привела его на фабрику, сейчас находящуюся в черте города Красноармейска. Фабрика была построена в 30-х годах XIX века. Она была оснащена станками английского и бельгийского производства и по своим масштабам, объему выпускаемой продукции и численности рабочих занимала ведущее место не только в России, но и в Европе.

Продукция фабрики – ткани миткаль, бумазая, репс, перкаль пользовалась спросом. Национализированная после Октябрьской революции, она в основном работала на нужды Красной Армии. Было реконструировано производство, построены дома для рабочих, школы, детские сады, при фабрике создана школа ФЗУ (Фабрично-заводского

ученичества). С 1927 г. бывшая Вознесенская мануфактура стала называться «Фабрика имени Красной Армии и Флота». От этого названия пошло и названия рабочего поселка, в котором поселился М. Янгель – Красноармейский.

Михаил Янгель стал посещать школу ФЗУ, осваивать ткацкое дело. Его увлекали лекции по механизмам, с удовольствием он выполнял задания по черчению. Частым гостем он стал и в довольно большой библиотеке при фабрике, где, помимо технической литературы, его интересовали книги по истории и философии. Он встал на учет в фабричную комсомольскую организацию и не пропускал ни одного собрания. Чуть позже он вступил в комсомольско-молодежную коммуну, созданную в 1926 г. при фабрике.

Подмосковная природа пришлась по душе Михаилу. Рабочий поселок окружал лес с вековыми соснами и елями. Родниковая речка Воря была богата рыбой. Вместе с друзьями Михаил регулярно совершал пробежки по лесным дорожкам, ведущим в соседние деревни. Позднее это увлечением переросло в участие в соревнованиях по бегу. Не раз Михаил становился победителем или призером этих соревнований.

После сдачи выпускных экзаменов, Михаил получил квалификационное удостоверение и стал работать помощником мастера ткацкого производства. Однажды на фабрику поступил заказ на изготовление ткани перкаль, которая шла на обшивку крыльев и фюзеляжа самолетов. Коммунары решили посетить военный аэродром, познакомиться с летчиками и увидеть вблизи самолеты, в конструкции которых используется текстильная продукция. Скорее всего, именно после первого знакомства Михаила с аэропланом у него и зародилась мечта об авиации.

Наступил 1931 год. В стране торопились досрочно выполнить первый пятилетний план. Активно развивалось стахановское движение. На ткацком производстве это означало обслуживание одной ткачихой не четырех станков, а в три-четыре раза больше. Михаил с энтузиазмом влился в организацию этого движения. Он стал одним из организаторов нового бригадного метода работы - так называемой «функционалки», которая позволила намного увеличить производительность труда.

В 1931 году 20-летнего Янгеля приняли в ряды Коммунистической партии. В этом же году по путевке Пушкинского районного комитета комсомола он был направлен на учебу в МАИ - с этого времени Михаил Янгель окончательно связал свою жизнь с авиацией, а позднее с ракетостроением. Вскоре после поступления в институт он приехал в родную коммуну, чтобы вместе с друзьями отпраздновать свое поступление. Не раз потом время каникул они приезжал на фабрику, чтобы поработать и пообщаться с друзьями.

Учился в институте Михаил на «отлично», активно занимался партийной и институтской работой. На первом курсе он - секретарь комсомольской ячейки, на втором - секретарь факультета и секретарь комитета комсомола МАИ.

Будучи студентом, в 1935 году Михаил поступает на работу в конструкторское бюро Николая Николаевича Поликарпова, который стал руководителем его дипломной работы. Просматривая дипломный проект Янгеля под названием «Высотный истребитель с герметичной кабиной», Поликарпов увидел много интересного и нового в конструкторских решениях и методике расчетов. Он заинтересовался судьбой Михаила. Услышав рассказ студента о долгом и нелегком пути из глухой сибирской деревни в авиацию, Поликарпов сказал: «Получается, что ты как Ломоносов пробиваешься в науку. Похвально! Похвально! Только не останавливайся на полпути, диплом инженера - это еще не все. Нужно идти дальше».

В конструкторском бюро Поликарпова Янгель проработал около 10 лет. Начав конструктором второй категории, работал инженером, помощником главного конструктора, ведущим инженером, участвовал в проектировании и создании модификации истребителей И-16, И-180, И-185 и др.

13 февраля 1938 года Янгель с группой ведущих авиационных специалистов ездил в служебную командировку в США.

В суровые годы Великой Отечественной войны партия и правительство поручили ему ответственный участок по выпуску военной авиационной техники. Работая начальником одного из важнейших цехов, М.К. Янгель сутками не уходил из фюзеляжно-сборочного участка, организовав выпуск боевых истребителей, так остро необходимых фронту.

В 1948 году Янгель поступил в Академию авиационной промышленности. После окончания ее с отличием в 1950 году начал заниматься ракетно-космической техникой. Президент Академии наук СССР М.В. Келдыш, говоря о значении работ Янгеля, сказал: «Советская наука, наша страна, обязана академику М.К. Янгелю в развитии новых направлений науки и техники, создании замечательных образцов совершеннейших конструкций, что внесло громадный вклад в укрепление могущества нашей Родины».

Увековечение памяти

- Дом-музей М. К. Янгеля в посёлке Березняки Нижнеилимского района Иркутской области.
- Его имя присвоено Государственному конструкторскому бюро «Южное» (1991).
- Федерации космонавтики СССР и Украины учредили медаль его имени.

- Стипендия его имени в Московском авиационном институте, Днепропетровском государственном университете.
- Его именем названы астероид и кратер на Луне, пик на Памире, океанский сухогруз («Академик Янгель»).
- В его честь назван посёлок Янгель Нижнеилимского района Иркутской области.
- Улицы его имени в Москве, Киеве, Днепропетровске, Байконуре, Красноармейске.
- Именем академика Янгеля названа одна из станций московского Метрополитена, расположенная на Серпуховско-Тимирязевской линии — станция «Улица Академика Янгеля».
- Установлены памятные бюсты в городах Железногорске-Илимском (Иркутская область), Днепропетровске; на космодромах: «Байконур» и «Плесецк».
- Мемориальные доски на зданиях:
 - текстильной фабрики в г. Красноармейске Московской области,
 - Московского авиационного института,
 - ЦНИИ Машиностроения в г. Королёве Московской области,
 - ГКБ «Южное» в г. Днепропетровске.
- Почетный житель г. Байконура.
- Его имя носил Харьковский институт радиоэлектроники в 1982—1993 годах.
- Проспект им. М.К. Янгеля в Красноармейске

Награды

За заслуги в развитии ракетно-космической техники М.К. Янгель дважды был удостоен звания Героя Социалистического труда (1959, 1961), награжден четырьмя орденами Ленина, орденом Октябрьской революции, многими медалями СССР. Ему присуждены Ленинская (1960) и Государственная премии (1967), премия и золотая медаль им. С. П. Королёва АН СССР (1970). Он был депутатом трех партийных съездов, на XXIII и XXIV съездах КПСС избирался кандидатом в члены ЦК. Янгель был также депутатом VII и VIII созывов Верховного Совета. Жена, Ирина Викторовна, профессор Московского авиационного института, доктор технических наук, воспитала сотни авиационных специалистов, у нее учились космонавты В. Волков и В. Севастьянов, она автор учебников по динамике полета летательных аппаратов. М.К. Янгеля не стало в день его 60-летия, 25 октября 1971 года. Сердце известного ученого, конструктора остановилось в тот момент, когда он принимал поздравления от коллег, друзей, родных и близких в честь

своего юбилея. Похоронен в г. Москве на Новодевичьем кладбище (5 уч. 24 ряд).

Именем Янгеля названа школа в Березняках в Сибири. Имя академика Янгеля носит теплоход, спущенный на море 28 марта 1972 года. Этот сухогруз построен в рекордно короткий срок - за три месяца 10 дней. В построении океанского гиганта принимал участие весь многотысячный коллектив судостроителей г. Херсона. В Москве в новом районе Чертаново одна из улиц названа именем академика Янгеля. На Памире есть пик, носящий название Пик им. Янгеля.

О Янгеле напоминают памятники, мемориальные доски на зданиях, где он учился и работал, улицы в Москве, Киеве, Днепрпетровске, Байконуре, Братске, Железногорске, поселок в Иркутской области, носящие его имя. О жизни Янгеля рассказывают книги и газетные статьи, телевизионные передачи и радио. А еще - океанский лайнер-сухогруз «Академик Янгель», заоблачный пик Янгеля Юго-Западного Памира, астероид и кратер Янгеля в самом центре видимого диска Луны. Его имя присвоено Государственному конструкторскому бюро «Южное», федерации космонавтики СССР и Украины учредили медаль его имени. Стипендия его имени есть в Московском авиационном институте, Днепрпетровском государственном университете.

В городе Железногорск-Илимский по инициативе коллег из КБ «Южное» и при содействии жены Михаила Кузьмича Ирины Викторовны Стражевой был открыт мемориальный музей имени академика. В космическом зале музея им. Янгеля находится один из трех существующих макетов спутника «Интеркосмос» в натуральную величину, второй находится в Музее им. К. С. Циолковского в Калуге, а третий - в Музее космонавтики в Москве.

На главной площади Железногорска-Илимского установлен памятник. Его открытие состоялось 15.10.1977 г. Среди гостей была жена И.В. Стражева-Янгель, его сестра В.К. Романова-Янгель, летчик-космонавт Г.С. Титов.

25 октября 1972 года на здании Московского Авиационного института была установлена мемориальная доска: «Пусть в этой жизни у нас были ветры и бури, грозы и штормы, но сумели мы все-таки пройти сквозь все эти невзгоды... Пусть отведенные нам природой остальные годы будут без бурь и штормов, но обязательно в борьбе за счастье простых людей, за счастье наших детей и внуков» М.К. Янгель.¹

¹ Красноармейская Централизованная библиотечная система [Электронный ресурс]: Янгель Михаил Кузьмич. URL: [www//library.krasno.ru/pages/kraevedenie/yangel.htm](http://library.krasno.ru/pages/kraevedenie/yangel.htm) (дата обращения: 30.09.2011)

1. Пленарное заседание

Академик М.К. Янгель – Главный конструктор ракетно-космических систем

Дегтярев А.В., Новиков А.В.

КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

25 октября 2011 года исполняется 100 лет со дня рождения выпускника МАИ, выдающегося ученого и конструктора ракетно-космической техники, основателя и Главного конструктора КБ «Южное», дважды Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской и Государственной премий академика Михаила Кузьмича Янгеля.

М.К. Янгель основоположник новых научных направлений в ракетной технике, как Главный конструктор он принимал смелые и эффективные решения. Возглавляемый им творческий коллектив КБ «Южное» вместе с кооперацией смежников создал несколько поколений высокоэффективных боевых ракетных комплексов и космических систем, не имеющих аналогов в мире, внес огромный вклад в укрепление могущества и обороноспособности страны. На базе мощных и эффективных боевых ракет Р12, Р14, Р16, Р36М в Советском Союзе были созданы Ракетные войска стратегического назначения (РВСН), ставшие основой ракетно-ядерного щита страны. Созданы космические носители «Космос» и «Космос-2», более 70 различных типов космических аппаратов военного, научного и народно-хозяйственного назначения, запущены на орбиту первые спутники серии «Космос» и «Интеркосмос», положившие начало международному сотрудничеству в области освоения космического пространства.

В ракетах разработки КБ «Южное» много оригинальных конструкторских и технологических решений, направленных на повышение точности, надежности, боеготовности и эффективности ракетных комплексов: разделяющиеся и орбитальные головные части, ложные цели для преодоления противоракетной обороны, минометный старт тяжелых ракет и т.д. Для решения сложных научно-технических проблем, связанных с их реализацией, в стране были созданы новые научно-исследовательские институты и целые отрасли промышленности. М.К. Янгель сформировал многофункциональную организационную структуру КБ «Южное», создал мощную кооперацию предприятий-разработчиков ракетно-космической техники. Он пользовался большим уважением и авторитетом у Заказчика, в научных кругах, организациях промышленности.

М.К. Янгель оставил глубокий и яркий след в науке и технике, являясь исторической личностью, повлиявшей на ход мировых событий.

Идеи М.К. Янгеля, его методы работы, технические решения и сегодня помогают коллективу КБ «Южное» оставаться флагманом ракетно-космической отрасли Украины, успешно работать на мировом рынке космических услуг, участвовать в реализации крупных международных проектов, таких как «Морской старт», «Наземный старт», «Днепр», «Циклон-4», «Вега», «Таурис-2» и др.

Роль вузовской науки в инновационном развитии двигателестроительной отрасли России

Колодяжный Д.Ю.

ОДК, г. Москва

Шмотин Ю.Н., Буров М.Н.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Авиадвигателестроение, являясь одной из самых наукоемких отраслей, во всем мире является локомотивом инновационных разработок по самому широкому спектру направлений от газовой динамики до материаловедения, технологии и электроники. Именно по этому, успех в создании нового продукта во многом зависит от наличия современной методологии проектирования, технологических производственных процессов и научно-технического задела по узлам и системам двигателя.

Модельный ряд ОДК, обеспечивающий основу бизнеса предприятий корпорации, создан в основном на базе научно-технического задела разработанного в конце прошлого столетия (двигатели Д-30КУ/КП, АЛ-31Ф, РД-33 и их модификации).

К новым продуктам, конкурентоспособным на глобальном рынке следует отнести, прежде всего: двигатель SaM146 созданный научно-производственным объединением «Сатурн» совместно с компанией Spesma, который получил сертификат EASA 2010 году, изделие 117 для самолета Т-50, а также базовый двигатель для учебно-тренировочных и легких боевых самолетов АЛ-55.

Успешное выполнение этих программ стало возможно за счет реализации комплексной инновационной политики, которая заключалась в реализованных инновациях в процессах проектирования, технологической подготовки производства, изготовления продукции и послепродажного обслуживания.

Реализация других ключевых проектов ОДК, а именно ПД-14 для МС 21 и ПД для 2-го этапа ПАК ФА, которые должны составить основу продуктового ряда российской двигателестроительной отрасли, требуют консолидированных усилий всей отрасли, включая конструкторские, производственные предприятия, научные институты. Одним из определяющих инновационное развитие отрасли факторов, является

повышение качества подготовки специалистов. Существенный вклад, как в подготовку необходимых кадров, так и в создании научно-технического задела, может оказать развитие научно-исследовательской деятельности в ведущих учебных заведения России. Необходимо заметить, что в нашей стране вузовская наука всегда находилась в тени академической и отраслевой и ее роль в создании инноваций в отличие от США стран Евросоюза была недооценена.

Для повышения качества подготовки специалистов и роли вузовской науки необходим комплексный подход, включающий в себя привлечение студентов и преподавателей вузов к деятельности по тематике предприятий ОДК, целевую подготовку студентов, стимулирование исследовательской работы посредством системы грантов и конкурсов научных и инженерных работ студентов и молодых специалистов. Реализация этих программ в настоящее время успешно ведется в рамках предприятий ОДК и Корпоративного университета ОПК «Оборонпром».

Ракетчик М.К.Янгель – выходец из НИИ-88 (ЦНИИМАШ)

Райкунов Г.Г.

ЦНИИМаш, г. Королев

Проект Интергелиозонд для исследования Солнца и гелиосферы

Кузнецов В.Д.

ИЗМИРАН, г. Троицк

Тенденции развития систем энергоснабжения космических аппаратов

Семенкин А.В.

Центр Келдыша, г. Москва

2. Секция «Авиационные системы»

Об особенностях пространственного движения маневренных самолетов, имеющих массовую и аэродинамическую несимметрию

Верещиков Д.В., Тихонов В.Н., Верещагин Ю.О.
ВАИУ, г. Воронеж

Среди всего многообразия критических режимов полета особое место занимают случаи аэроинерционного вращения, вызываемого значительным взаимодействием продольного и бокового движений при энергичных, свойственных маневренным самолетам, вращениях по крену. Существуют и успешно применяются аналитические методы исследования таких режимов. При этом рассматривается понятие критических скоростей крена при достижении которых самолет теряет устойчивость в продольном или путевом каналах. Логика получения аналитических выражений для определения параметров движения самолета в условиях аэроинерционного вращения опирается на ряд предположений:

- аэродинамическая компоновка является устойчивой по углу атаки;
- возможно функционирование устройств, улучшающих характеристики устойчивости и управляемости;
- самолет в массовом и аэродинамическом отношении является симметричным.

В современной практике проектирования маневренных самолетов все чаще применяются неустойчивые компоновки, а устойчивость самолета обеспечивается применением специальных алгоритмов отклонения рулевых поверхностей в комплексных системах управления. При этом автоматике доверяются полные углы отклонения рулей, которые далеко не всегда соответствуют положениям командных рычагов управления. Кроме того, образование несимметричной конфигурации внешних подвесок в силу большого их разнообразия и вариантов применения становится частой ситуацией. Практика летных испытаний современных маневренных самолетов с комплексной системой управления свидетельствует о возможности реализации критических режимов аэроинерционного вращения, сопровождающихся выходом самолета на большие углы атаки в эксплуатационной области режимов полета. При этом запас управляющих сил и моментов в значительной степени снижен за счет расхода рулей на обеспечение устойчивости самолета.

Перечисленные особенности приводят к необходимости разработки и применения аналитических выражений, которые дают возможность опережающего оценивания характера пространственного движения самолета с учетом логики функционирования системы управления, массовой и аэродинамической несимметрии. При этом важно чтобы

применяемый математический аппарат позволял оценивать границы значений эксплуатационных факторов и кинематических параметров движения самолета, в которых пилотажные характеристики не снижаются ниже заданного безопасностью полета уровня.

Мобильный комплекс на базе дистанционно-пилотируемого аппарата вертолётной схемы

Дьяконов Д.А., Завалов О.А., Морозов Д.Е., Туркин И.К.
МАИ, г. Москва

Предпосылки проектно – конструкторских работ.

В Московском авиационном институте в КБ «Искатель» кафедры «Авиационные и ракетные системы» проводятся работы по созданию дистанционно - пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА). Одним из ведущих направлений КБ «Искатель» стала задача создания оперативного комплекса на базе беспилотного малогабаритного вертолётa для широкого круга потребителей. В настоящее время главная задача КБ – это создание высокотехнологичного, надёжного и недорогого как в приобретении, так и в эксплуатации носителя широкого спектра целевой аппаратуры. Дистанционно – пилотируемый вертолёт – многоцелевой носитель с взлётной массой 48 кг изготовлен в 2010г. и прошёл государственные испытания в 2011г.

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

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

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

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

Отличительная черта системы управления – отсутствие взаимовлияния по каналам управления несущим винтом и активное

резервирование сервоприводов в каналах управления. Выход из строя сервопривода не приводит к аварии.

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

Анализ схемы построения нейронной сети на основе простых адаптивных элементов в задачах обработки информации в авиационных и космических системах

Ефимов Е.Н., Шевгунов Т.Я.

МАИ, г. Москва

Данная работа посвящена вопросу построения искусственных нейронных сетей в форме систем, состоящих из простых адаптивных элементов. Такие сети могут быть использованы в задачах обработки информационных сигналов в наземных и бортовых комплексах авиационных и космических систем. В исследовательских работах данного направления приняты два основных методологических подхода к описанию процессов нейросетевой обработки сигналов: математический, основанный на описании сети в терминах функциональных преобразований, и системный, представляющий сеть в форме взаимодействующих подсистем, в которых происходит преобразование входных сигналов и сигналов. В данной работе используется системный подход, на основе которого создана методика, предполагающая разбиение всей нейронной сети на блоки простых адаптивных элементов. Адаптивные элементы выполняют определенные функциональные преобразования над входными сигналами, генерируя при этом требуемые выходные сигналы. Такие элементы не обязательно являются классическими нейронами – это могут быть любые системы, удовлетворяющие требованиям модели, т.е. способные пропускать через себя основной сигнал при прямом прохождении и сигнал ошибки при обратном прохождении.

В качестве примера в работе приведены результаты решения двух задач: задачи аппроксимации сигнала и задачи классификации. В качестве исходного сигнала для задачи аппроксимации используется модель радиолокационного отклика: суперпозиция импульсов в форме функции Гаусса с различными параметрами амплитуды и временной задержки, наблюдаемая в присутствии аддитивного шума. Задача классификации заключается в отнесении наблюдаемых данных к одному из двух классов, описывающих комплексные нормальные случайные процессы с различными средними и дисперсиями.

Важным практическим результатом настоящей работы является разработанный прототип программного обеспечения, включающий

библиотеку классов адаптивных элементов. Иерархия классов разработана с использованием нотации универсального языка моделирования *UML*, а в качестве языка программирования для её реализации выбран высокоуровневый язык *Python* с развитыми возможностями объектно-ориентированного программирования. Данный прототип имеет средства интеграции в состав системы компьютерной математики *Sage*, используя ее возможности для визуализации всей необходимой информации в процессе обучения сети. Проведенное с использованием разработанного прототипа программного обеспечения численное моделирование позволило использовать все основные преимущества системного подхода к исследованию процедур нейросетевой обработки.

Нейросетевые методы обнаружения отказов датчиков и приводов ЛА

Козлов Д.С., Тюменцев Ю.В.
МАИ, г. Москва

Целью работы является построение нейросетевой структуры для обнаружения отказов датчиков угловых скоростей и приводов органов управления летательного аппарата (ЛА).

Основными этапами обнаружения отказов являются их выявление и классификация, то есть принятие решения о возникновении, локализация, определение вида, и степени тяжести отказной ситуации. Принятие решения о возникновении отказной ситуации происходит по сопоставлению текущего и прогнозируемых фазовых состояний объекта управления. Для получения фазовых состояний необходимо решить задачу идентификации объекта управления. В работе используется полная нелинейная модель движения маневренного самолета-истребителя F-16 в качестве объекта управления. Для решения задачи идентификации нелинейной динамической системы предлагается использовать нелинейную авторегрессионную сеть типа NARX с внешними входами (Nonlinear autoregressive network with exogenous inputs). Обучение сети осуществляется с помощью расширенного алгоритма обратного распространения ошибки (Extended Back-Propagation Algorithm, ЕВРА). Применение ЕВРА позволяет использовать для идентификации гетерогенные многослойные сети с задержками. Нейросетевая структура выявления отказных ситуаций позволяет в каждый момент времени оценивать основные параметры объекта управления. Это дает возможность использовать одни и те же нейросетевые структуры для выявления отказов датчиков и приводов. Локализация отказов датчиков реализована в виде нейросетевой структуры, которая моделирует схему с резервированием датчиков ЛА.

Для каждого датчика строится модель, по которой оценивается его функционирование. С помощью преобразований текущего и прогнозируемых значений угловых скоростей производится проверка гипотезы о типе и степени тяжести отказной ситуации. Локализация отказов приводов основана на аппроксимации функции взаимной корреляции между угловыми скоростями ЛА. Моделирование отказа привода органа управления основано на полиномиальной аппроксимации соответствующих аэродинамических коэффициентов. При разложении выделяются параметры, которые характеризуют тип и степень тяжести отказной ситуации. По этим параметрам производится проверка соответствующей гипотезы о типе и степени тяжести отказной ситуации.

Реализация алгоритмов производилась на базе пакета прикладных программ Neural Network Toolbox системы MATLAB. Результатом выполненной работы является набор программных средств моделирования работы ЛА, задания и обнаружения отказов датчиков и приводов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проекту № 14.740.11.0997 в рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы».

Метод комплексного анализа задач самолетовождения при проведении летных испытаний

Куимов Н.Д.

Авиационный комплекс им. С. В. Ильюшина, г. Москва

Бардина Л.М, Харин Е.Г., Ясенюк А.В.

ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский

В настоящее время развитие систем бортовой авионики является одним из наиболее динамичных направлений совершенствования авиационной техники. Это связано с внедрением концепции построения перспективных систем связи, навигации, наблюдения и организации воздушного движения CNS/ATM и возросшими требованиями к решению задач самолетовождения.

Оценка технических характеристик нового пилотажно-навигационного оборудования и определение степени его соответствия заданным тактико-техническим требованиям осуществляется в процессе летных испытаний. Проведение летных испытаний по оценке задач самолетовождения требует развития методического и технологического обеспечения испытаний, разработке новых подходов к организации испытаний и анализу их результатов. Это следует из значимости процесса испытаний в общем цикле создания авиационной техники.

Повышение эффективности проведения летных экспериментов возможно за счет использования современных средств проведения испытаний, которые основаны на спутниковых и компьютерных технологиях, а также комплексного анализа полученных материалов, с совместным участием инженеров и летчиков-испытателей. Комплексный анализ обеспечивает объединение:

летной (проводимой экипажем летчиков-испытателей) оценки правильности выполнения задач самолетовождения на всех этапах полета и уровня эргономических решений;

послеполетной инженерной оценки и анализа точности решения задач навигации и самолетовождения, эргономической оценки кабины и работы экипажа при выполнении задач самолетовождения.

Применение комплексного подхода показано на примере летных испытаний модернизированных самолетов семейства Ил-76: Ил-76МФ, Ил-76ТД-90ВД, Ил-76МД-90. Как показали проведенные испытания, применение комплексного метода позволяет повысить зачетность испытательных полетов и объективность получаемых результатов, снизить количество полетов и сроки проведения испытаний.

Влияние струй от винтов на аэродинамические характеристики дирижабля вблизи экрана

Ле Куок Динь, Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В., Чан Куанг Дык
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось исследование аэродинамических характеристик дирижабля классической схемы с работающими винтами вблизи экрана в спокойной атмосфере и при наличии бокового ветра, натекающего на дирижабль.

Исследования проведены при углах атаки дирижабля $\alpha = 0$, углах $\beta = 0 \dots 180^\circ$, характеризующих направление ветра по отношению к продольной оси дирижабля, относительных расстояниях центра объема оболочки (корпуса дирижабля) до экрана $\bar{H} = H/D = 0,071 \dots 10$, где D - диаметр миделевого сечения оболочки. Числа оборотов винтов изменялись в пределах $n = 500 \dots 3000$ об/мин. При обдувке дирижабля ветровым потоком изучалось только влияние постоянной составляющей ветра, изменяющейся по высоте над экраном по степенному закону.

Рассматривался дирижабль с удлинением оболочки $\lambda = 4$, гондолой и двумя двухлопастными винтами с относительным диаметром $\bar{d}_b = d_b/D = 0,153$, расположенными вблизи гондолы симметрично относительно базовой плоскости дирижабля. Плоскость вращения винтов была параллельна продольной оси оболочки. Их расположение относительно

оболочки определялось параметрами: $\overline{b}_B = b_B / D = 0,505$; $\overline{l}_B = l_B / D = 1,62$; $\overline{h}_B = h_B / D = 1,359$, где b_B - поперечное расстояние между осями винтов, l_B - расстояние осей от носка оболочки, h_B - расстояние от их центров до продольной оси оболочки. Консоли оперения дирижабля были ориентированы относительно его базовой плоскости по схеме «х». Рули отклонены не были.

Для решения задачи использовались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, замкнутые моделью турбулентности «SST $k-\omega$ ». Численное решение осуществлялось с помощью метода контрольных объемов. Расчеты были выполнены с помощью комплекса вычислительных программ, содержащих адаптированные авторами к поставленной задаче программы Gambit и Fluent, а также специальные программы авторов для проведения, анализа, обработки и обобщения результатов численных расчетов.

В результате проведенных исследований были установлены особенности структур обтекания элементов дирижабля с работающими двигателями и распространения струй от винтов вблизи экрана. Найдены закономерности изменения коэффициента тяги винтов, а также коэффициентов аэродинамических сил и моментов дирижабля в зависимости от изменения величин параметра \overline{H} , числа оборотов винтов и угла β . Обнаружено, что расстояние дирижабля от экрана оказывает сильное влияние на характер протекания по углу β и величины коэффициентов аэродинамических сил и моментов дирижабля в ветровом потоке.

Разработка автоматизированного комплекса на основе нейронных сетей для обеспечения безопасности полёта летательного аппарата

Лукьянов А.В., Брагин А.А.
СибНИА, г. Новосибирск

Основная задача разрабатываемой автоматизированного комплекса – обеспечение безопасности полёта летательного аппарата, посредством вывода предупредительных подсказок пилоту (в виде графической, звуковой, криптографической и текстовой информации, выводимой на экран монитора или динамик при приближении опасной ситуации) и автоматический уход от опасной ситуации в случае, если пилот не реагирует на предупреждения.

В работе прорабатываются следующие вопросы: сбор полётной информации в реальном режиме времени; определение опасных ситуаций и прогнозирование их возможных наступлений; вывода летательного аппарата (ЛА) из опасной ситуации; создание

интерфейсной системы по оповещению экипажа о приближение возможных опасных ситуаций и взаимодействию с автоматизированной системой управления.

Для решения первого вопроса разработаны система сбора информации на основе SPAN SE, новые алгоритмы сглаживания и обработки зашумленного сигнала. Вторая задача решается с помощью установления методик определения опасных ситуаций, в качестве прогнозирующего инструмента выделена система уравнений на основе нейронной сети (НС) Элмана. Несущим элементом системы вывода ЛА из опасной ситуации выбрана ассоциативная нейронная сеть Хопфилда, на базе которой рассмотрено построение управления ЛА.

В работе приведены основные моменты реализации данных задач, показаны связующие элементы. Кроме того, была изучена и подтверждена возможность системы прогнозировать развитие опасных и критических ситуаций и выдавать информацию лётчику о приближении к ним. Проверена оценка вероятности управления летательным аппаратом посредством разрабатываемого комплекса. Приведены и проанализированы предварительные результаты.

Полученные предварительные результаты свидетельствуют о больших возможностях использования в бортовых автоматизированных системах управления нейросетевых технологий анализа и прогноза поведения ЛА. Эти возможности базируются на принципиально новых алгоритмах решения сложных задач динамики в рамках нейросетевого логического базиса. Характерные черты НС — параллельность, распределённость, адаптивность позволяют автономно изучать свойства исследуемого объекта на основе результатов измерений. Накапливая подобного рода информацию, можно организовать процесс обучения таким образом, чтобы принять лучшее решение в условиях неполноты и неопределенности исходной информации. Параллелизм и возможность нелинейного преобразования информации открывают перспективы практической реализации НС в сложных задачах анализа и интерпретации данных динамических измерений.

Повышение точности вычисления аэродинамических параметров полета маневренного самолета

Олейник А.И.

ВШЭ, г. Москва

Работа посвящена повышению точности вычисления аэродинамических параметров полета самолета: статического и полного давлений, углов атаки и скольжения, как первичной информации для вычисления высотно-скоростных параметров (ВСП) полета, в расширенном диапазоне боевого применения маневренного самолета.

Предлагается новый подход к определению аэродинамических параметров полета. Идея подхода – измерение не конкретных значений статического и динамического давлений, как первичной информации для вычисления ВСП, а измерение воздушных давлений в отдельных точках поля давлений самолета и вычисления на их основе истинных значений аэродинамических параметров. Давление в i -й точке поля давлений является функцией значений аэродинамических параметров. Модель давлений в произвольных точках поля давлений самолета разработана на основании теории обтекания тела известной геометрической формы идеальной жидкостью (газом).

Основу подхода составляют оптимальные алгоритмы комплексной обработки входной информации, построенные с использованием кинематических связей между измеряемыми воздушными давлениями и аэродинамическими параметрами полета. В качестве входной информации используются измерения поля давления вокруг самолета.

Для измерения поля давлений возможно применение многоточечных приемников воздушных давлений (ПВД).

Поставленная в работе цель достигается так же решением второй взаимосвязанной задачи: выбором места расположения датчиков давлений на борту самолета. Это обусловлено тем, что ПВД на борту самолета находятся в возмущенном потоке воздуха, что влияет на точность измерения первичной информации.

Задача формулируется следующим образом: для конкретного типа самолета (компоновки) необходимо найти зоны, где значения постоянного давления остаются в пределах определенной постоянной величины, соответствующей режиму полета, и при этом не зависят от условий обтекания и конфигурации крыла. Оптимизация координат установки датчиков давлений на борту самолета осуществляется методами компьютерного моделирования с использованием математической модели обтекания самолета, базирующейся на методе дискретных вихрей.

Решение обеих задач осуществляется методами математического и компьютерного моделирования.

Результатом выполненной работы является разработанное алгоритмическое и программное обеспечение.

Численное исследование влияния струй двигателей на аэродинамические характеристики дирижабля

Ле Куок Динь, Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В., Чан Куанг Дык
МАИ, г. Москва

Представлены результаты численного моделирования пространственного обтекания вязким воздухом и расчета

аэродинамических характеристик дирижабля с работающими винтами вдали от экранирующей поверхности. Исследования проведены при углах атаки дирижабля $\alpha = -50^\circ \dots 50^\circ$, углах скольжения $\beta = 0 \dots 50^\circ$ и скорости невозмущенного потока $V_\infty = 10 \dots 50$ м/с. Числа оборотов винтов изменялись в пределах $n = 500 \dots 3000$ об/мин.

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

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

В результате расчетов выявлены особенности обтекания и распределения сил давления и сил трения по корпусу и консолям оперения дирижабля с работающими винтами и без винтов. Установлены закономерности изменения суммарных аэродинамических сил и моментов, неоперенного корпуса и полной компоновки дирижабля с винтами и без винтов в зависимости от изменения углов атаки, углов скольжения, величины скорости набегающего на дирижабль потока.

Расчёт аэродинамических характеристик летательного аппарата с несущим корпусом

Волчков О.Д., Зотов А.А., Пашков О.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время перед инженерами авиапрома весьма остро стоит проблема создания малоразмерных летательных аппаратов с высоким коэффициентом весовой отдачи, выгодными массо-габаритными, хорошими взлетно-посадочными характеристиками и

аэродинамическими показателями на больших углах атаки. Часто поставленную задачу не удаётся решить в рамках классической схемы построения ЛА. Одним из путей достижения приемлемых аэродинамических характеристик такого ЛА является создание компоновки такого аппарата с использованием в качестве несущего элемента самого фюзеляжа.

В рамках данной работы, выполняемой в Московском авиационном институте, рассматривается вопрос создания летательного аппарата с несущим фюзеляжем в виде эллиптического крыла малого удлинения. Для получения аэродинамических характеристик применены методы численного моделирования. В результате проведенного моделирования получены результаты расчётов основных летных характеристик на взлётно-посадочных режимах, как для изолированного фюзеляжа, так и для компоновки с хвостовым оперением. Обоснованность выбранной расчётной модели для варианта изолированного фюзеляжа подтверждена результатами продувки модели в аэродинамической трубе. Обоснована применимость численных методов для получения суммарных и распределённых аэродинамических характеристик летательного аппарата, а также картин обтекания. На основании полученных результатов численного моделирования намечены пути улучшения аэродинамических характеристик предложенной схемы. Сделаны выводы о перспективах проекта, а также о применимости методов численного моделирования для дальнейших исследований.

Влияние дисперсии и перекрестных эффектов в неравновесной механике сплошной среды

Прозорова Э.В.

СПбГУ, г. Санкт-Петербург

Предлагаются модифицированные законы сохранения для частиц без структуры с учетом влияния момента количества движения и перекрестных эффектов. Уравнения для газа найдены из модифицированного уравнения Больцмана. Для твердого тела используются уравнения феноменологической теории, но изменяется их трактовка. Условия равновесия сил рассматриваются как частный случай условий равновесия моментов. При классическом подходе закон сохранения момента количества движения не выстраивается, он вырождается в условие симметрии тензора напряжений. С учетом момента тензор напряжений получается несимметричным. Для газа выводится закон сохранения моментов из модифицированного уравнения Больцмана. Рассматриваются граничные условия на поверхности твердого тела и на внешней границе. Приводятся примеры влияния моментов в уравнениях пограничного слоя и для уравнений

теории упругости твердого тела. Устанавливаются условия существования инерционного интервала А.Н. Колмогорова в рамках предлагаемой теории. Предлагается новое уравнение для функции распределения при решении сопряженных задач теплообмена, основанное на включении атомов поверхности в ансамбль молекул для определения N-частичной функции распределения. Рассматривается влияние перекрестных эффектов, в том числе самодиффузии, термодиффузии и др., на которые указывал С.В.Валландер. В работе предлагается алгоритм расчета указанных величин из модифицированного уравнения Больцмана. Рассмотрено влияние указанных эффектов на устойчивость фронта ударной волны. Обсуждаются условия «сплошности» среды для различных моделей.

Формирование облика лёгкого истребителя с помощью современных систем геометрического моделирования

Рейнгольд А.Л.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась проработка методики компоновки лёгкого истребителя короткого взлёта и вертикальной посадки с помощью современных систем геометрического моделирования (СГМ, англ. Computer-Aided Design - CAD).

В ходе выполнения работы был сформирован облик перспективного легкого истребителя короткого взлёта вертикальной посадки – построен теоретический контур самолёта, создана максимально “плотная” компоновка, проработана кинематика различных агрегатов (шасси, створки, управляемые поверхности и т. д.).

Процесс формирования облика самолёта включал следующие этапы: подготовка исходных данных:

- первичная (2D) компоновка;
- разметка 3D пространства;
- построение 3D каркаса;
- размещение основных блоков;
- построение теоретического контура самолёта;
- построение геометрии КСС;
- компоновка агрегатов самолёта, размещение топливных баков.

Особенность предложенной методики заключается в том, что процесс компоновки разбивается на несколько этапов, каждый из которых выполняется с помощью современных СГМ. Преимуществом методики является создание “гибких” моделей, позволяющих изменять геометрию в широких диапазонах.

Предложенная методика предварительной проработки схемных решений с помощью двухмерной параметризованной модели обводов и

внутренней компоновки самолёта позволяет с меньшими затратами времени (относительно метода создания 3D модели непосредственно с эскизов конструктора-проектировщика) построить подробную трёхмерную геометрическую модель самолёта. Данная модель включает теоретический контур поверхности, компоновку агрегатов, увязку КСС, кинематические схемы подвижных агрегатов и т. д.

Дальнейшая автоматизация проработки обводов и внутренней компоновки самолёта позволит рассмотреть большее количество альтернативных вариантов, тем самым, улучшив качество проектных изысканий.

Неиспользованные возможности эффекта Саньяка при измерении скорости объекта

Гужеля Ю.А.

г. Черняховск

Эффект Саньяка, как известно, широко используется в волоконно-оптических гироскопах. Гироскопы эти применяются для определения угловой скорости вращения в пространстве летательного аппарата, или другого движущегося объекта.

Эффект Саньяка заключается в смещении фаз встречных излучений в зависимости от скорости вращения объекта. Величина смещения фаз пропорциональна произведению площади, окаймлённой оптическим волокном, на угловую скорость вращения объекта и не зависит от формы контура навивки оптического волокна.

Очевидно, что величина площади, окружённая оптическим волокном равна половине произведения длины оптического волокна на средний радиус навивки. Следовательно, измеряемый эффект можно усилить за счёт увеличения радиуса навивки волокна – это факт известный, но не в полной мере используемый. Максимально использовать его можно следующим образом: Для самолёта, наибольший возможный радиус навивки (укладки) оптического волокна равен радиусу фюзеляжа. Следовательно, оптическое волокно может быть уложено по внутреннему контуру фюзеляжа, а излучатель, приёмник и измеритель смещения фаз могут быть собраны в корпусе прибора. Поскольку средний радиус фюзеляжа самолёта на два порядка больше радиуса выпускаемых на сегодняшний день гироскопов, то этот приём позволит увеличить разрешающую способность гироскопа на два порядка.

С учётом последнего соотношения, формула величины смещения фаз запишется в виде пропорциональной зависимости от произведения длины оптического волокна на радиус навивки и на угловую скорость вращения объекта. И если в рассматриваемой формуле, произведение радиуса навивки на угловую скорость обозначить как окружную

скорость вращения объекта, то становится очевидно, что эффект смещения фаз зависит от окружной скорости вращения оптического волокна и излучателя.

А между окружной и поступательной скоростью излучателя имеется несомненная связь. Ибо, при увеличении радиуса вращения излучателя до бесконечности движение по окружности плавно переходит в прямолинейное движение. Поэтому, можно предположить, что эффект Саньяка будет иметь место и при прямолинейном движении объекта. Эффект будет проявляться в смещении фаз встречных излучений от двух излучателей, установленных на объекте. Следовательно, этот эффект можно использовать и для определения путевой скорости объекта.

В наше время, экспериментальная проверка последнего предположения технических трудностей не представляет.

Ситуационная осведомленность на самолетах-истребителях поколения 4+ (на примере истребителя F-16 конфигурация М3)

Бондаренко Ю.А.

МАИ, г. Москва

Объектом исследования является бортовая интеллектуальная система класса интеллектуальной информационной системы «Ситуационная осведомленность экипажа» (ИИС СОЭ), предоставляющая экипажу самолета истребителя информационную поддержку для решения «тактических задач» (задач первого и второго уровня глобального управления (ИГЛУУ и ШГЛУУ)) [1-4]. Эффективное выполнение экипажем генеральной задачи вылета, в том числе ведение воздушного боя, во многом зависит от оснащения истребителя данной системой и интеллектуальными системами класса бортовых оперативно советующих экспертных систем (БОСЭС) для типовых боевых ситуаций (ТБС) полета.

Ситуационная осведомленность погружает экипаж в среду всего происходящего вокруг, помогая ему понять, как происходящее будет влиять на достижение поставленных целей на данном этапе полета и цели всего полета. Отсутствие соответствующей ситуационной осведомленности (не только на боевых самолетах) является первичным фактором, из-за которого происходят несчастные случаи, обусловленные человеческой ошибкой. Именно поэтому данная тема является столь актуальной в настоящее время, когда оператор (экипаж) не имеет право на ошибку, чтобы не подвергать опасности собственную жизнь, жизнь других членов экипажа и дорогостоящий летальный объект.

Цель данной работы - дать современное видение системы ИИС СОЭ. Конкретизировать, основываясь на материалах зарубежной литературы, само понятие ситуационной осведомленности на примере ее реализации на борту истребителя F-16 конфигурации МЗ [5 - 7]. Описать и проанализировать с точки зрения эффективности каждый блок системы в отдельности (блок воздушные угрозы, наземные угрозы, внутрибортовые угрозы, недостаток средств). Показать индикацию на информационно управляющем поле (ИУП) кабины (ИИС - индикатор на лобовом стекле, МФИ – многофункциональные индикаторы), речевые сообщения, ручные операции для вызова дополнительной информации, фрагменты ГРО (граф решения оператора) по такому вызову. Посчитать временные затраты летчика на реализацию этих фрагментов [8].

Данная работа выполнена в интересах создания системы имитационного моделирования (СИМ), в которой для самолетов противника имитируется не только работа, его бортовых систем и оружия, но и имитируется работа экипажа с «реальным составом информации и органов управления на ИУП» [9]. При этом СИМ должна функционировать в реальном времени, представлять на информационном кадре динамику появления и развития угроз с отметкой на них значимых событий, имитировать на дисплее компьютера информационные кадры кабины экипажа, предназначенных для его ситуационной осведомленности.

Особенности поведения человека при авиатранспортных процессах

Артюхович М.В., Феоктистова О.Г.

МГТУ ГА, г. Москва

Современное представление о человеческом факторе и его роли в научно-техническом прогрессе в авиации сложилось не сразу, а имело исторически определенную эволюцию. Традиционно человеческий фактор рассматривался, да и в настоящее время рассматривается в связи с проблемой безопасности полетов.

Безопасность полетов характеризуется свойством авиационно-транспортной системы, заключающееся в ее способности осуществлять воздушные перевозки без угрозы для жизни и здоровья людей, предупреждать возникновение особых ситуаций, составляет понятие безопасности полетов.

Причины авиационных происшествий и их предпосылки можно разделить на три основных класса: связанные с отказами техники, с влиянием факторов внешней среды и обусловленные «виной» человеческого фактора, на долю которого приходится до 80 % общего количества авиационных происшествий. В этой связи профилактика ошибочных действий рассматривается авиационной психологией и

медициной как одно из главных условий обеспечения безопасности полетов.

Человеческий фактор — одно из центральных понятий, используемых при рассмотрении проблемы обеспечения безопасности полетов. Это понятие чрезвычайно объемно и служит для характеристики всех явлений, событий при эксплуатации АТ, связанных с деятельностью авиаспециалистов, проводящих на земле подготовку ВС к полету и непосредственно в воздухе во время полета. Под человеческим фактором следует понимать совокупность индивидуальных и присущих профессиональному контингенту в целом качеств и свойств человека, которые проявляются в конкретных условиях функционирования авиационной системы, оказывая влияние на ее эффективность и надежность.

Нет сомнения, что ошибка человека при техническом обслуживании и инспекции явилась причиной нескольких недавних происшествий, имевших место в авиатранспортных компаниях. В любой человеческой деятельности ошибка человека имеет определенные последствия. Согласно одному источнику, количество связанных с техническим обслуживанием происшествий и инцидентов в общественном авиационном транспорте значительно возросло.

Происходящие в авиации непрерывные количественные изменения привели к сравнительно быстрому качественному изменению проблемы безопасности полетов, ее трансформации из технической в социальную, психологическую, психофизиологическую и т.п., которые в обобщенном виде трактуются как проблема человеческого фактора в авиации.

Особенности определения наземных нагрузок на ВС при движении по ВПП с помощью математического моделирования

Бехтина Н.Б.

МГТУ ГА, г. Москва

Существует дефицит данных повторяемости наземных нагрузок по сравнению с нагрузками от порывов ветра и маневренными нагрузками на воздушное судно (ВС) в полете.

Отчасти такое положение дел объясняется тем, что эта тематика лежит на стыке сфер деятельности специалистов в области аэродинамики, конструкции, прочности и эксплуатации ВС, а также проектирования и строительства взлетно-посадочных полос (ВПП). При этом разбросы повторяемости наземных нагрузок на конструкцию планера ВС на этапах движения по ВПП могут достигать 15-20 раз. Поэтому при решении такого рода задач необходимо рассматривать в комплексе динамическую систему «самолет – шасси – покрытие ВПП».

Наиболее продуктивным методом исследования данной проблемы является система математического моделирования (ММ) динамики полета ВС на этапах взлета и посадки, разработанная на кафедре АКПЛА МГТУГА.

Моделирование динамики конструкций авиационных изделий в условиях их применения

Вербицкий А.Б., Родионов Г.Л., Сидоренко А.С.

МАИ, г. Москва

Динамическое состояние изделий, размещенных на внешних подвесках авиационных носителей, является одним из основных факторов, влияющих на надежность и безопасность эксплуатации, как самих изделий, так и комплекса носитель – изделие.

Уровни вибрационных нагрузок, действующих на изделия в совместной эксплуатации с носителем, зависят от многих факторов: режима полета и применения, особенностей конструкции носителя и узлов подвески, условий размещения изделий и т.д. Определение характеристик динамического состояния конструкции авиационных изделий совместно с носителем на режимах применения изделий имеет существенное практическое значение и является основой оценки и подтверждении характеристик совместимости и безопасности применения данных изделий.

При отсутствии экспериментальных данных необходимые характеристики динамического состояния изделий могут быть получены расчетным путем. Эффективность использования расчетных методов для исследования реальных конструкций во многом определяется качеством расчетных моделей, т.е. степенью их адекватности реальным конструкциям и условиям эксплуатации, а также возможностью получения достоверных исходных данных.

В настоящей работе рассматривается задача об оценке характеристик динамического состояния конструкции авиационных изделий при квазистационарном кинематическом возбуждении, заданном в узлах крепления консоли. При решении задачи считаются заданными геометрические, жесткостные и массовые характеристики отдельных агрегатов конструкции, а также параметры кинематического возмущения и положение конструкции в начальный момент времени. Крыло моделируется как каркасная конструкция с двумя лонжеронами и тонкой обшивкой, соединенная с фюзеляжем шарнирными узлами.

Для моделирования динамического состояния конструкции выбрана система конечно-элементного анализа сложных конструкций Femap/NX Nastran. На основе разработанной конечно-элементной модели, соответствующей особенностям реальной конструкции консоли

крыла, определены собственные формы и частоты конструкции с учетом влияния подвесных изделий. Получены характеристики динамического состояния изделий для случая, когда нагрузки применения изделий могут быть представлены в виде квазистационарных случайных процессов на ограниченном временном отрезке. Определены спектральные плотности и уровни составляющих виброускорения в местах подвески изделий и зоны конструкции с максимальными уровнями вибрации. Получены оценки максимальных значений перемещений конструкций изделий в условиях их применения для различных случаев нагружения и различных вариантов расположения изделий.

Корпоративная система информационных технологий жизненного цикла изделий наукоемкого машиностроения

Гальперин Д.М.

КАИ, г. Казань

Актуальность развития отечественного авиастроения, конкурентоспособного на мировом и отечественном рынках, общепризнанна. Требуется модернизация отечественное наукоемкое машиностроение в целом.

Создание конкурентоспособной наукоемкой промышленности требует капиталовложений по следующим направлениям:

- подготовка и стимулирование квалифицированных специалистов в областях разработки, инженерного анализа, производства и эксплуатации наукоемкой продукции, являющихся этапами ее жизненного цикла;

- оснащение предприятий новейшим технологическим оборудованием для изготовления и контроля продукции;

- формирование корпоративной системы информационных технологий жизненного цикла изделий, разрабатываемых и производимых объединениями предприятий наукоемкого машиностроения.

Формирование корпоративной системы существенно повышает эффективность работ по первому и второму направлениям. Конкурентоспособность продукции, создаваемой объединением, возрастает в случае поставки заказчику жизненного цикла наукоемкого изделия, повышающей его эксплуатационную надежность и способствующей увеличению ресурса.

Построение корпоративной системы обеспечивается комплексным применением прикладного программного обеспечения верхнего уровня для управления жизненным циклом продукции (Production Lifecycle Management – PLM) в совокупности с управлением ресурсами

предприятий (Enterprise Resource Planning – ERP). Интегрированный комплекс PLM/ERP и формирует систему информационных технологий жизненного цикла изделий объединения.

Обеспечение конкурентоспособности требует применения для корпоративной системы программных продуктов верхнего уровня, предлагаемых лидерами этого сектора мирового рынка. В области программных пакетов CAD/CAM/CAE и системы управления данными продукции PDM лидируют компании Siemens PLM Software, Dassault Systemes и Parametric Technology Corporation. Для разностороннего инженерного анализа и моделирования необходимы специализированные системы CAE. Лидерами CAE являются компании ANSYS и MSC Software. В тройку лидеров, предлагающих специализированные системы CAE, входит компания Dassault Systemes. PLM реализуется комплексным применением пакетов CAD/CAM/CAE совместно со специализированными системами CAE и системой PDM. Программные продукты Autodesk, как правило, дружественные упомянутым CAD средствам, при необходимости, используются в выпуске конструкторской и технологической документации.

В области ERP лидируют компании SAP, Oracle Corporation и Baan.

Актуальность применения комбинированных летательных аппаратов для решения задач военно-транспортной авиации

Арбузов И.В., Гришина Е.Ю.

ВУНЦ ВВС «ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,
г. Москва

В свете постоянно возникающих локальных конфликтов и нестабильной межнациональной обстановки для защиты интересов России целесообразно использовать силы быстрого реагирования. Одним из направлений для решения данной задачи является обеспечение мобильности войск путем повышения оперативности массовых перевозок техники, войск и различных грузов специального назначения.

Сегодня для переброски войск и военной техники используют военно-транспортную авиацию, автомобильный и железнодорожный транспорт, однако их использование не достаточно эффективно в виду ограниченности транспортной сети и отсутствия необходимого числа аэродромов соответствующего класса. Существует несколько направлений для повышения эффективности выполнения военно-транспортных задач, таких как: увеличение максимальной полезной нагрузки; увеличение дальности полета; совершенствование бортовых средств навигации, связи и пилотирования; улучшение эксплуатационных свойств авиационной техники; увеличение

транспортной производительности; улучшение топливной экономичности.

В данной ситуации одним из возможных технических решений является создание комбинированных транспортных летательных аппаратов, использующих аэростатический и аэродинамический принципы создания подъемной силы.

К преимуществам аппаратов такого типа относятся: сравнительно низкая стоимость перевозки за счет снижения энергетических затрат на создание подъемной силы; отсутствие потерь времени доставки войск и грузов, связанных с загруженностью дорог или необходимостью совершения пересадок; возможность транспортировки крупногабаритных тяжелых грузов; большая дальность полета; умеренные требования к ВПП; возможность вертикального взлета и посадки.

Следует подчеркнуть, что реализация перечисленных возможностей сопряжена со значительными трудностями в связи с отсутствием опыта постройки аппаратов данного типа. Однако, накопленный огромный опыт создания на современном научно-техническом уровне самолетов и вертолетов различного назначения, значительный прогресс в получении качественно новых авиационных материалов, а также возможность использования взрывобезопасного несущего газа - гелия вместо водорода, применявшегося ранее в воздухоплавании, может явиться основой для разработки в недалекой перспективе комбинированных летательных аппаратов с высокими летно-техническими характеристиками.

Оценка некоторых дозвуковых самолетов по критерию конструктивного совершенства при грузоперевозках

Кобзев В.А., Фортинов Л.Г., Демьяненко И.О., Крееренко О.Д.
ТАНТК им. Г. М. Бериева, г. Таганрог

Выдающийся отечественный авиаконструктор и ученый Р. Л. Бартини с 40-х годов прошлого столетия искал ответ на вопрос «Какой самолет по грузоперевозкам лучше?», ибо множество существовавших тогда критериев относились к сравнению отдельных качеств самолетов.

Р. Л. Бартини в 1953 г. попытался ответить на указанный вопрос в работе «О транспортном коэффициенте полезного действия самолета», где предлагалось в качестве оценочного критерия использовать виртуальную высоту полета по вертикали, достигаемую при использовании всего запаса горючего. Критерий был искусственный и усложненный термодинамическими и механическими изысками. Он не прижился на практике.

В 1974г. в дискуссии, состоявшейся в Ухтомском филиале ТАНТК, Бартини согласился с необходимостью синтеза коэффициента оценки удельных – на единицу взлетной (стартовой) массы – грузоперевозок, считая их основной задачей транспортных машин. Он впоследствии назвал этот критерий транспортным, что было впервые использовано в печати В. П. Казневским в конце 1974г.

Однако этот критерий оказался переменным в зависимости от дальности и загрузки самолета и при их максимальных значениях превращался в нуль.

К началу 90-х годов Л. Г. Фортиновым уже после смерти Бартини для устранения указанной неопределенности транспортного критерия в него была введена взаимозависимость дальности полета и загрузки самолета. Это позволило для каждого самолета определять единственное и максимальное значение критерия, что позволило решить задачу сравнения самолетов по удельным грузоперевозкам, а также создать методологию оценки их технического уровня (ТУ) для множества современных и обеспечения передового ТУ вновь создаваемых самолетов. Критерий этот, названный в отличие от неопределенного транспортного критерия критерием конструктивного совершенства по удельным грузоперевозкам, позволил уже на предварительном этапе проектирования мобильно определять взлетную массу и самолеты-прототипы, выполнять операции сравнения самолетов различных масс и видов при формировании транспортной сети региона.

В докладе приведен сравнительный анализ некоторых пассажирских реактивных самолетов, свидетельствующий об отсутствии должной стабильности и достоверности статистики, что необходимо не только для операций сравнения летательных аппаратов, но и для поиска направлений повышения ТУ самолетов в дальнейшем.

Технологическая подготовка производства функциональных ячеек высокой степени интеграции

Дианов Д.Р.
МАИ, г. Москва

Функциональная ячейка высокой степени интеграции – функциональная ячейка на основе печатной платы, характеризующаяся высокой плотностью упаковки компонентов.

В качестве элементной базы в таких ячейках используются преимущественно поверхностно-монтируемые компоненты. Минимальный типоразмер пассивных SMD компонентов – 0,4 мм на 0,2 мм. На данный момент промышленностью выпускаются конденсаторы, емкостью до 100 пикофарад, с высокостабильным диэлектриком, резисторы от 4,7 Ом до 1 мегаома, катушки индуктивности, импеданс

которых варьируется от 10 до 120 Ом, номинальный ток — от 200 до 500 мА, сопротивление постоянному току не больше 0,8 Ом. Степень интеграции также во многом определяют активные компоненты, такие как микросхемы в корпусе BGA.

Повышение коэффициента интеграции ячейки ведет за собой усложнение технологического процесса изготовления функциональных ячеек.

По данным, полученным в ООО «АЛТ Мастер» и в ОАО «РТИ им. Академика Минца», можно заключить, что основными факторами, тормозящими процесс производства высоко интегральных ячеек, являются операции, в которых имеет место человеческий фактор, - комплектование, контроль, ремонт, технологическая подготовка производства.

Помимо временного фактора при производстве высокоинтегральных ячеек необходимо учитывать показатели качества изготовления. По данным статистики «АЛТ Мастер» и ОАО «РТИ им. Академика Минца» можно заключить, что до 50% брака приходится на некорректно построенный термопрофиль и неверно изготовленный трафарет. В обоих случаях дефекты могут быть, как явно выражены (непропаяные выводы компонентов, холодная пайка, отсутствие паяного соединения), так и повлиять на работу устройства в процессе эксплуатации (недостаточно крепкое паяное соединение может привести к отказу устройства в процессе эксплуатации при сильных вибрагрузках).

Учитывая эти факты можно заключить, что для организации производства функциональных ячеек высокой степени интеграции необходимо:

1) внедрение на предприятии ERP-системы – интегрированной системы на базе информационных технологий для управления ресурсами предприятия Данная система необходима для автоматизации учета компонентов и для автоматизации процесса подготовки оборудования.

2) автоматизировать процесс изготовления трафарета и построения термопрофиля для конкретной ячейки для увеличения процента выходных ячеек.

Риски при отборе персонала в коммерческой авиации

Ковалев А.

МГТУ ГА, г. Москва,

При подборе персонала в авиакомпанию существует большое количество рисков. Эти риски связаны с ошибочным отсевом кандидатов. С принятием на работу не квалифицированных

сотрудников, что в дальнейшем может означать появление другой цепочки рисков.

Принятие решений неотъемлемо от восприятия риска, от психологии. Это восприятие, которое исследовано далеко не в полной мере, представляется парадоксальным.

Риски при подборе персонала в деятельности коммерческой авиации выделяются в связи с большой ответственностью авиакомпании за жизни пассажиров. Они связаны с качеством выполнения трудовых обязанностей принимаемого на работу сотрудника. Такие риски как: катастрофы самолетов, потеря лояльности клиентов, банкротство авиакомпании, неправильная эксплуатация воздушных судов и другое, могут появиться в связи с ошибочной системой управления подбора кадров в авиакомпании, приемом на работу “своих людей” и недостаточной системой обучения и переквалификации персонала.

Многие вещи, связанные с управлением рисками, достаточно очевидны и не требуют привлечения формальных методов и научного анализа. К примеру, и практика, и учебники убеждают, что контролирующие или инспекционные органы не могут быть юридически или фактически подчинены тем службам и ведомствам, которые они призваны контролировать. Иначе эффективность деятельности соответствующих структур, а с ними и безопасность падают. К примеру, Атомнадзор не может быть подчинен министерству атомной энергетики. Высший аттестационный комитет - министерству образования и т.д. Реализация многих других положений такого сорта является вопросом не науки, а практики.

Конструирование траекторий тактических приемов самолетов в базе знаний БОСЭС

Корнеев Н.И.

МАИ, г. Москва

В докладе представлен один из фрагментов базы знаний бортовой оперативно-советующей экспертной системы (БОСЭС) дальнего воздушного боя 2х2 (БОСЭС ДБВ 2х2) - блок конструирования траекторий (БКТ) для каждого самолета пары в тактическом приеме (ТП), выбранном в БОСЭС2х2 из числа априорно заданных.

В докладе рассматривается блок конструирования траекторий (БКТ) самолетов в базе знаний БОСЭС ДБВ2х2. В базе знаний БОСЭС ДБВ2х2 производится оперативное упреждающее виртуальное моделирование развития дальнего боя пар самолетов для оперативно назначенной в БОСЭС стратегии поведения каждого самолета противодействующих пары самолетов истребителей. Стратегия включает в себя возможные варианты траекторий полета для каждого самолета своей пары и пары

самолетов противника, при этом возникает задача реализации входящего в назначенную стратегию тактического приема, а также варианты использования различных средств и способов воздействия на объекты виртуального моделирования.

БКТ может рассматриваться как универсальный функциональный фрагмент базы знаний БОСЭС любой типовой боевой ситуации.

Литература

1. Стефанов В.А., Федунев Б.Е. «Бортовые оперативно – советующие экспертные системы (БОСЭС) типовых ситуаций функционирования антропоцентрических (технических) объектов» - М.: Изд-во МАИ, 2006г.

**Оценка военно-экономической эффективности системы
интегрированной логистической поддержки эксплуатации
авиационной техники военного назначения**

Лазников Н.М., Короленко В.В.,
МАИ, г. Москва

Анализ существующих методов, концепций и работ показывает необходимость поиска путей повышения эффективности и экономичности процесса эксплуатации воздушных судов авиационными частями путем разработки теоретических положений, моделей и методик интегрированной логистической поддержки авиационной техники военного назначения.

Для определения эффективности функционирования системы интегрированной логистической поддержки эксплуатации авиационной техники военного назначения необходимо сформировать совокупность таких показателей, которые позволили бы дать полную и однозначную количественную оценку выполнения задач обеспечения деятельности эксплуатирующих авиационных частей, а также оценку степени влияния материально-технического обеспечения и системы капитального ремонта на полноту достижения конечной цели функционирования данной системы – поддержания высокой боеготовности авиационных частей в условиях ограниченного финансирования и, соответственно, необходимости минимизации стоимости эксплуатации авиационной техники.

Проведенный анализ позволяет определить показатели системы интегрированной логистической поддержки и, выделив в ней подсистемы эксплуатации, материально-технического обеспечения, капитального ремонта, сформировать их в соответствующие множества, характеризующие свойства подсистем.

Таким образом, из множества возможных вариантов системы ИЛП, необходимо выбрать такие характеристики системы, при которых

критерий военно-экономической эффективности будет стремиться к экстремуму.

Основная задача интегрированной логистической поддержки – ресурсное обеспечение авиационных частей. Для достижения высокой боеготовности части необходимо, чтобы необходимый темп потребления ресурсов обеспечивался фактическим темпом их поставки. При несоответствии темпов возникает рассогласование, что приводит либо к невыполнению плана боевой подготовки, либо к возрастанию затрат. Таким образом, показателем, характеризующим обеспеченность ресурсами, может служить разность потребного и фактического темпов поставок ресурсов, отнесённая к потребному темпу ресурсов.

Аналогично, в виде темпов потоков и временных запаздываний, можно представить показатели всех рассматриваемых подсистем.

В качестве показателя, характеризующего экономический эффект, можно использовать стоимость часа налёта авиационной части.

Разрабатываемый критерий учитывает описанные выше показатели и позволяет дать количественную оценку системе интегрированной логистической поддержки с определенным набором параметров.

Оптимизация параметров трамплинного взлета самолета на основе математического моделирования

Крееренко О.Д., Крееренко Е.С.
ТАНТК им.Г. М. Бериева, г. Таганрог

В ходе дипломного проектирования самолета палубного базирования была поставлена цель оптимизировать характеристики самолета при взлете с трамплина.

Трамплинный взлет корабельного самолета является более сложным этапом движения, чем взлет с обычного аэродрома, что приводит к необходимости проведения оптимизации параметров взлета на нескольких участках траектории:

- на этапе разгона самолета при движении по горизонтальному участку палубы;
- при движении по криволинейному трамплину, который позволяет набрать определенную высоту над поверхностью палубы и угол наклона траектории, при котором происходит отрыв от поверхности корабля с нормальной перегрузкой, меньше единицы;
- на воздушном участке разгона самолета до скорости, при которой прекращается уменьшение угла наклона траектории.

В процессе оптимизации рассматривалось:

- определение максимального взлетного веса самолета при взлете с трамплина неподвижного авианосца;

- исследование влияния скорости движения корабля на диапазон допустимых взлетных весов;
- влияние бокового ветра на характеристики взлета самолета с максимальным весом;
- моделирование взлета с трамплина с отказом маршевого двигателя при невмешательстве летчика в управление,
- моделирование взлета с трамплина с отказом маршевого двигателя с парированием возникающих при этом крена и увода по курсу отклонением элеронов и руля направления с задержкой на реакцию пилота.

В качестве инструментария для проведения исследований использована математическая модель динамики полета самолета, разработанная в среде специализированного комплекса моделирования и анализа динамики летательных аппаратов FlightSim (MATLAB®/SIMULINK).

Многокритериальная оптимизация формы профиля крыла самолёта с помощью программного комплекса MACROS

Аргельо И., Воробьев В.В., Лебедев М.В., Поспелов А.И., Яроцкий Д.А.
DATADVANCE, г. Москва

Данная работа посвящена решению задачи многокритериальной оптимизации формы профиля крыла самолёта с помощью ПК MACROS для предсказательного моделирования и оптимизации, разработанного компанией DATADVANCE.

Рассматривалась задача с двумя критериями. В качестве критериев были выбраны коэффициенты подъемной силы CL и сопротивления CD . Необходимо было максимизировать CL и минимизировать CD при некоторых заданных ограничениях на угол схождения и толщину в местах крепления ребер жесткости. Расчет CL и CD осуществлялся для околосвукового режима (0.8 Маха) с помощью решателя уравнений полного потенциала, разработанного в ЦАГИ, и решателя уравнений Эйлера из открытого ПК Open Foam. Ввиду того, что на практике каждый расчет может занимать длительное время, оптимизация выполнялась при жестком ограничении на количество запусков решателя (150 запусков).

Для решения данной задачи был применен целый ряд инновационных подходов, основанных на современных алгоритмах анализа данных и оптимизации. Эффективное описание профиля 9 непрерывными параметрами было получено путем оптимального приближения 9-мерным многообразием элементов базы данных из 200 классических околосвуковых профилей. Оптимизация профилей была основана на адаптивном метамоделировании, заключающемся в многократном

итеративном построении и перестроении аппроксимаций целевых функций CL, CD на основе имеющихся на данной итерации расчетных данных. Использование метамоделей целевых функций позволило значительно сэкономить число вызовов аэродинамического решателя в силу следующих обстоятельств: оптимизационный алгоритм применялся для прогноза Парето-эффективных форм профиля с помощью метамоделей, после чего наиболее перспективные формы проверялись решателем и добавлялись в базу данных для последующей коррекции метамоделей. Ключевые элементы предложенного комплексного оптимизационного процесса были реализованы с помощью ПК MACROS, содержащего современные алгоритмы планирования экспериментов, построения метамоделей и оптимизации.

Парето-фронт решений, полученных в результате проведенной комплексной оптимизации, оказался существенно лучше набора решений, найденных стандартным генетическим алгоритмом NSGA-II, как в случае уравнений полного потенциала, так и в случае уравнений Эйлера. Кроме того, в ходе работы был выявлен ряд других преимуществ использования представленного подхода по сравнению с прямой оптимизацией: мета модель зачастую оказывается менее шумной по сравнению с исходной; позволяет применять градиентные методы оптимизации; мета модель можно повторно использовать для решения других задач (не только оптимизационных).

Методика оценки ресурса авиационных конструкций в условиях эксплуатационного нагружения

Лошкарев А.Н.
МАИ, г. Москва

В работе представлены результаты разработки методик расчета динамических характеристик и оценки ресурса элементов оперения изделий авиационной техники, находящегося в условиях нестационарного случайного нагружения. Методика основана на построении расчетной модели конструкции для определения параметров динамического напряженного состояния и последующем использовании скорректированной гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений. В качестве примера реализации методики выполнен расчёт долговечности тонкостенной несущей поверхности изделия, в процессе эксплуатации транспортируемого на внешней подвеске носителя. Для решения задачи выбрана система конечно-элементного моделирования Ansys/Multiphysics.

Проверка корректности моделирования проводилась путем сравнения значений собственных частот для модели и реальной конструкции. Значения собственных частот реальной конструкции определяются из

графиков спектральной плотности виброускорений, полученных при лабораторных испытаниях на вибрационную прочность изделия.

На основе разработанной конечно-элементной модели изделия, с учётом его конструктивных особенностей и условий эксплуатационных нагрузжений, получены динамические характеристики конструкции и определены зоны действия максимальных напряжений в элементах изделия.

Сформированы алгоритмы оценки показателей долговечности тонкостенных конструкций рассматриваемых изделий с учетом влияния сварных соединений. Алгоритмы основаны на использовании скорректированной линейной гипотезы суммирования повреждений и данных лабораторных испытаний, представленных в виде таблиц повторяемости и значений условной повреждаемости. При проведении испытаний на вибрационную прочность воспроизводились колебания, близкие к реальным, которые были зарегистрированы бортовой аппаратурой во время проведения летных испытаний на режимах, состоящих из всех эволюций типовых полетов на боевое применение самолета Су-34.

Результаты расчетных исследований хорошо коррелируют с экспериментальными данными, полученные при лабораторных испытаниях на вибрационную прочность авиационных изделий в испытательном комплексе «Прочность» ФГУП «ГНПП «Базальт». Разработанные методики расчета динамических характеристик и оценки показателей долговечности элементов конструкции использовались при проведении лабораторных испытаний, которые позволили существенно сократить объем летных испытаний на назначенный ресурс.

Сертификация производств материалов авиационного назначения

Донской А.А., Овчинников А.Ю., Туманов В.А.

СЦ «МАТЕРИАЛ», г. Москва

В конструкции современных воздушных судов применяется широкий спектр металлических и неметаллических материалов. Важнейшим условием обеспечения их качества является сертификация производств этих материалов, что является важнейшим фактором в конкурентной борьбе.

В создавшихся современных условиях выбор материала с необходимым комплексом свойств, определенные поставщики и материалы являются прерогативой производителя авиационной техники, поэтому необходимы новые подходы к обеспечению качества материала. Термин «качество» в данном случае обозначает, что: материал имеет комплекс свойств, соответствующих нормативной документации (ТУ, ТИ, стандарты); материал производят по

технологии, в которой соблюдены требования нормативной документации (ТИ, стандарты); процесс серийного производства материала и его свойства стабильны; управление процессом производства материала ведется в соответствии со стандартами серии ГОСТ Р ИСО 9001-2008. Качество материала для авиационных конструкций подтверждается в процессе сертификации его производства («Сертификат производства материала») и при исследовании его свойств («Сертификат типа»).

Введение системы сертификации вызвано процессами интеграции в мировое сообщество производителей авиационной техники и материалов для нее.

Возможность участия в этом процессе связана с необходимостью принятия системы обеспечения качества, используемой мировыми производителями продукции для авиационной техники, в основу которых положены принципы сертификации. Сертификационное обследование качества системы управления предприятием, состояния оборудования, производственных процессов, испытательных лабораторий, методов контроля является непременным условием производства материалов для аэрокосмических целей. Наличие у предприятия сертификатов, подтверждающих качество его продукции, является важным фактором в конкурентной борьбе.

Влияние интерцептора на подъёмную силу аэродинамического профиля

Редькина К.В., Фролов В.А.
СГАУ, г. Самара

Целью данной работы являлась разработка математической модели течения около аэродинамического профиля с интерцептором.

Объектом исследования являлся симметричный аэродинамический профиль с эллиптической носовой частью, хвостовая часть которого образована двумя дугами окружности. На верхней поверхности профиля устанавливалась бесконечно тонкая пластина, играющая роль интерцептора.

Теоретическая значимость работы заключается в получении фундаментальных новых знаний о параметрах циркуляционных потенциальных течений около аэродинамического профиля с интерцептором.

Практическая значимость работы состоит в возможности использования данной модели для инженерных оценок изменения подъемной силы профиля с интерцептором.

Предложена математическая модель потенциального течения с циркуляцией около профиля с интерцептором. Решение задачи

обтекания профиля при наличии интерцептора получено для потока несжимаемой идеальной жидкости. Течение полагалось потенциальным. Для решения задачи применялся численно-аналитический метод, суть которого состоит в совместном применении теории функций комплексного переменного и метода дискретных вихрей, что позволило представить аналитическую функцию комплексного потенциала в виде конечного ряда, число членов которого равно количеству дискретных вихрей. В модели использовалась гипотеза стационарности внешнего вихря, расположенного за интерцептором, интенсивность которого находилась из условия конечности скорости на задней кромке интерцептора.

В рамках численно-аналитического метода моделирование интерцептора и хвостовой части профиля выполнено с помощью набора точечных дискретных вихрей. Расположение внешнего стационарного вихря за интерцептором определялось методом последовательных приближений. На каждом приближении применялся метод оптимизации. В качестве целевой функции использовался модуль полной скорости за исключением компоненты индуцируемой стационарным внешним вихрем, расположенным за интерцептором. Решалась задача минимизации целевой функции с ограничениями, в качестве которых использовались границы области течения за интерцептором.

Получено, что общее снижение коэффициента подъемной силы при заданном угле атаки зависит от расположения, размеров и угла отклонения интерцептора. Коэффициент подъемной силы профиля уменьшается при увеличении его относительной хорды и угла отклонения.

Результаты исследования могут быть использованы для инженерных оценок влияния интерцептора на подъемную силу аэродинамических профилей.

Применение современных компьютерных технологий при реставрации объектов авиационной техники

Сорников А.Я., Маслов Ю.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка методов восстановления отсутствующих элементов исторических самолетов при их реставрации.

В настоящее время многие авиационные фирмы, кроме своей основной работы участвуют в реставрации объектов авиационной техники, имеющие историческое значение. Трудность восстановления самолетов, выпуск которых прекращен давным-давно и от которых не

сохранилось даже чертежей, ставит задачи по созданию деталей по тем фрагментам, которые имеются в наличии.

Современные компьютерные технологии позволяют решить эти сложности и сохранить старые и старинные самолеты для музеев том числе и как летающих экспонатов.

Всю последовательность необходимых действий можно представить в следующей последовательности:

- замеры отсутствующих частей обводообразующих поверхностей на сохранившихся самолетах с помощью координатно-измерительных машин;

- путем обработки результатов получить математические модели поверхностей;

- по моделям поверхностей создать модели разверток листовых заготовок;

- по моделям поверхностей и разверток спроектировать технологическую оснастку и разработать программу для ее изготовления на станках с ЧПУ;

- путем гибки-обтяжки получить требуемые детали и применить их при реставрации.

Указанные методы применялись при реставрации самолета Як-3 по заказу одной из фирм. Перед сектором координатно-измерительных машин лаборатории компьютерной томографии РЦ ПЛА МАИ была поставлена задача по производству замеров контуров элементов самолета Як-3 для возможности создания их математических моделей: зализ крыла (передний и задний обтекатели), канал воздухозаборника (в зализе крыла), законцовка крыла, обтекатель радиатора, наплыв.

Замеры проводились на сохранившемся экземпляре самолета на Поклонной горе с использованием координатно-измерительной машины FAROLaserTrackerX и программного обеспечения DelcamPowerInspect 2010.

Результаты замеров обрабатывались применением программ NX b SolidWorks.

В настоящее время по результатам выполненных работ создаются детали, отсутствующие на восстанавливаемом экземпляре самолета.

Влияние складывания крыла на характеристики самолёта

Ярыгина М.В., Попов Ю.И.

МАИ, г. Москва

Появление на крыле стыка складывания неизбежно ведёт к увеличению веса конструкции. На величину этой прибавки влияет множество факторов, основными из которых являются положение стыка относительно размаха крыла и КСС агрегата. В общем случае вес крыла

увеличивается на 10 – 40%, что составляет от 3 до 5% массы конструкции ЛА. Таким образом, например, для истребителей наличие стыка складывания на крыле может увеличить взлётную массу ЛА вплоть до 5%.

Увеличение взлётной массы ведёт к ухудшению ЛТХ самолёта. Прежде всего, уменьшается дальность полёта. Исходя из уравнения существования самолёта, увеличение массы конструкции должно быть чем-то скомпенсировано. Как правило, приходится снижать относительную массу топлива, т.к. другие массы связаны с функциональным назначением самолёта.

С увеличением массы самолета увеличиваются часовой и километровой расходы топлива, причем, чем больше высота полета, тем значительнее это влияние. Можно приближенно считать, что расход топлива при увеличении веса изменяется пропорционально потребной тяге. Вес влияет на потребную тягу точно так же, как создание соответствующей перегрузки в криволинейном полете (например, увеличение веса в 1,5 раза равносильно созданию перегрузки =1,5).

Индуктивное сопротивление при всех скоростях увеличивается пропорционально квадрату полетного веса, что увеличивает потребную тягу в целом, причем особенно заметно на малых скоростях. Таким образом, увеличение веса на неизменной высоте уменьшает диапазон скоростей за счет увеличения минимальной и уменьшения (хотя и небольшого) максимальной скоростей.

Если при увеличении полетного веса избыточная тяга при данной скорости подъема останется неизменной, то самолет будет набирать высоту медленнее. Но при увеличении веса уменьшается и избыточная тяга, так как увеличится лобовое сопротивление. Это дополнительно снизит скороподъемность самолета с возросшим весом.

При увеличении веса уменьшается располагаемая перегрузка, т.к. они обратно пропорциональны. Как следствие соответственно увеличивается радиус разворота и уменьшается угловая скорость при выполнении разворота.

Рост массы конструкции ведёт к уменьшению тяговооружённости. От этого снижается приемистость самолёта, т.е. растёт время, за которое самолёт может достичь определённой скорости. Из-за возросшей взлётной массы увеличивается нагрузка на крыло. Как следствие уменьшается потолок ЛА, уменьшается скороподъёмность, увеличиваются скорости отрыва и посадки, растут дистанции разбега и пробега, уменьшается диапазон скоростей.

Математическая модель насоса переменной подачи с разгрузкой по давлению и расходу

Мищенко В.Ю.
МАИ, г. Москва

Рассматривается зависимость объемного и механического КПД блока питания от безразмерных комплексов, характеризующих режим работы гидромашин.

Зависимость КПД блока питания от относительной мощности при $n = const$ и $t = const$.

В блоке питания с одним насосом или с двумя одинаковыми насосами, мощность каждого из которых равна половине установочной, с увеличением относительной мощности КПД блока питания имеет различный темп нарастания. Сначала темп роста большой, затем снижается и КПД достигает максимального значения, равного $\eta_{БП} = 0,78$ при $\bar{N} = 0,93$.

КПД с насосами, имеющими различные максимальные подачи (различные установочные мощности), но одинаковые настройки регуляторов (давления нулевой подачи), практически не отличается.

Величина перенастройки регуляторов подачи насоса представляет

собой разность давлений нулевых подач: $\Delta \bar{p}_{РЕГ} = \frac{P_{МАХ}^I - P_{МАХ}^II}{P_{МАХ}^I}$.

Относительная мощность $\bar{N} = N / N_{МАХ}$.

У разгружаемого насоса затраченный момент ($M_{ЗАТР}^{РАЗГР}$) определяется из выражения $M_{ЗАТР}^{РАЗГР} = k_{РАЗГР} M_0$, где:

M_0 - момент на валу насоса при нулевой подаче насоса;

$k_{РАЗГР}$ - коэффициент разгрузки насоса.

Рассмотрены динамические модели переходных процессов при выключении системы разгрузки насоса. Нелинейности влияют на постоянную времени системы регулирования (T_k) и на общий эквивалентный коэффициент вязкого трения (b_k), оценить которые можно при наличии утечек из линии нагнетания их линеаризацией.

Рассмотрено демпфирующее действие утечек в насосе на систему регулирования, которая при отсутствии утечек находится в режиме автоколебаний, а при некоторых утечках работает в устойчивом режиме.

Теоретическое исследование интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в круглых трубах с турбулизаторами с применением четырёхслойной модели турбулентного пограничного слоя для относительно высоких выступов

Лобанов И.Е., Низовитин А.А.

МАИ, г. Москва

В технике широко применяются различного рода теплообменники, в которых, в результате интенсификации теплообмена, может быть достигнуто снижение их массогабаритных показателей, гидравлических потерь, расходов и температур теплоносителей; в ряде случаев задачей является снижение температурного уровня поверхности теплообмена при фиксированных режимных и конструктивных характеристиках. Расчётные методы интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах разработаны ещё недостаточно. Экспериментальные данные по теплообмену справедливы только для определённого вида течений и типоразмеров турбулизаторов, на которых были проведены опытные исследования. Теплообмен при течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена моделируется четырёхслойной схемой турбулентного потока. Существующие решения дают заниженные результаты относительно точного решения для низких значений числа Прандтля и завышенные для высоких во всём диапазоне относительных диаметров для труб с турбулизаторами. Для более высоких относительных высот турбулизаторов это расхождение выше при высоких числах Прандтля и ниже — при низких. Результаты расчёта по точным формулам и по существующим формулам в зависимости от относительной высоты между турбулизаторам при прочих равных условиях показывает, что их различие может быть довольно значительным — порядка (10...15)%. Подробное расчётное исследование теплообмена в трубах с турбулизаторами посредством точного решения задачи о теплообмене показывает, что средняя погрешность этого расчёта по отношению к эксперименту составляет порядка 5%, в то время как по существующим — более 10%. Следовательно, точные решения гораздо качественнее описывают имеющийся экспериментальный материал. Применение точных решений можно считать оправданным, несмотря на их относительную сложность. Разработана теоретическая модель для расчёта теплообмена при турбулентном течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена, отличающаяся от известных моделей более высокой точностью, отсутствием дополнительных допущений, учётом большего числа параметров, оказывающих влияние на процесс интенсифицированного теплообмена. Существующие решения могут быть частным случаем точных. Получены точные решения задачи об

интенсифицированном теплообмене для данной постановки задачи. Расчётные данные по интенсифицированному теплообмену хорошо соответствуют существующим экспериментальным данным, имея гораздо меньшую погрешность по отношению к последним, чем существующие решения.

Теория интенсифицированного теплообмена для закрученного потока внутри трубы

Лобанов И.Е., Парамонов Н.В.

МАИ, г. Москва

Объектом исследования являются прямые круглые трубы со вставленной скрученной лентой, где осуществляется турбулентное движение теплоносителя. В результате исследования были получены решения для интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении теплоносителей в вышеуказанных каналах, более общие, чем существующие. Полученные в данном исследовании решения верифицированы существующим и оригинальным экспериментальным материалом. олученные экспериментальные данные отличаются оригинальностью. Теория позволяет точнее прогнозировать уровень интенсификации теплообмена, чем имеющаяся; теорию необходимо использовать при доводке существующих и разработке перспективных теплообменных аппаратов и устройств. Применение разработанных расчётных методов интенсифицированного теплообмена позволит снизить металлоёмкость и габариты, а также температуру стенок перспективных теплообменных аппаратов с интенсифицированным теплообменом. Была разработана теоретическая модель и получены аналитические решения для расчёта теплообмена и гидравлического сопротивления при турбулентном течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена путём закрутки потока с помощью скрученной ленты, отличающаяся от известных моделей более высокой точностью, отсутствием дополнительных допущений, учётом большего числа параметров, оказывающих влияние на процесс интенсифицированного теплообмена. Полученные расчётные данные по интенсифицированному теплообмену и гидросопротивлению хорошо соответствуют существующим экспериментальным данным, имея меньшую погрешность, чем существующие решения. Применение точных решений можно считать оправданным, несмотря на их относительную сложность, поскольку они справедливы в довольно широком диапазоне геометрических характеристик скрученной ленты и режимов течения применяемых теплоносителей. представленном научном исследовании теоретические расчётные данные в достаточной степени хорошо коррелируют с имеющимся экспериментальным

материалом, как по гидравлическому сопротивлению, так и по осреднённому теплообмену, в каналах с ленточными закручивателями потока при турбулентном течении теплоносителя как при классических граничных условиях, так и для условий однофазного турбулентного закрученного потока при одностороннем нагреве, в довольно широком диапазоне геометрических характеристик скрученной ленты и режимов течения применяемых теплоносителей, существенно перекрывающем диапазон существующего эксперимента.

Разработка автоматического дистанционного измерения температуры при механической обработке изделий различного назначения

Пашенько А.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы состоит в разработке элементов автоматического дистанционного измерения температуры при механической обработке изделий различного назначения, основными функциями которой является снятие и обработка информации о температуре непосредственно в зоне резания, интеграция с системами управления оборудованием, создание системы двухсторонней передачи данных, реализация возможности дистанционного управления из различных частей страны.

Первым этапом разработки являлось определение сферы применения данной системы. Был проведён анализ основных технологических процессов, в которых применяется механическая обработка таких как: металлообработка, обработка неметаллических изделий, обработка композиционных материалов, утилизация радиоактивных объектов, утилизация изделий военного назначения. Был проведён анализ основных средств производства, применяемых для реализации вышеуказанных задач: ленточное пиление, фрезеровка, растачивание, шлифование, штампование, и т.д. В качестве основного технологического процесса была выбрана технология ленточного пиления. Эта технология может применяться для решения большого круга производственных задач.

Вторым этапом разработки являлось создание функциональной схемы системы, выбор технологии измерения температуры, основных узлов, метода передачи данных. Определены проблемные вопросы реализации данной системы: формирование пятна контакта, позволяющего снимать температуру с зубьев ленточной пилы, измерение при высокой скорости резания, точность измерения температуры, надёжность, совместимость с системами ЧПУ оборудования. Определены способы устранения технологических проблем.

Третьим этапом являлось проведение анализа, на основе результатов которого будут выбраны элементы и узлы системы автоматического дистанционного измерения температуры, которые необходимо разработать, что бы реализовать данную систему, в частности: необходимо разработать датчик измерения температуры (в качестве датчика планируется использоваться селективный фотоприемник), систему обработки информации на основе микроконтроллера, приемопередающее устройство GSM-диапазона.

Результат анализа данной проблематики, проведенный на втором и третьем этапе создаст предпосылки для реализации элементов системы, автоматического дистанционного измерения температуры при механической обработке изделий различного назначения, позволяющей измерять температуру непосредственно в процессе резания, а также работать дистанционно в автоматическом режиме. Это позволяет в дальнейшем реализовать и внедрить данную систему в промышленности.

Полетный контроль электромеханического привода беспилотного летательного аппарата на основе наблюдателей состояния при ограничениях на управление

Бисенов О.В.

КБПА, г. Саратов

Электромеханические приводы получают достаточно большое распространение в качестве приводов основных органов управления беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различного типа. Повышение надежности приводов тесно связано с улучшением качества функционирования встроенной системы полетного контроля. А применение приводов для основных органов управления БЛА накладывает достаточно жесткие ограничения на достоверность обнаружения отказа и отсутствие ложных срабатываний.

Рассматривается электромеханический привод поступательного действия на основе бесконтактного (бесколлекторного) электродвигателя постоянного тока. Привод обладает достаточно широким диапазоном динамических характеристик, связанным с изменением нагрузки на шток привода, ограниченным сигналом управления (напряжением питания), эксплуатационным диапазоном летального аппарата и др.

Построение контроля осуществляется на основе методов, использующих математическую модель (концепция «аналитической избыточности») [1]. В целях минимизации количества ложных срабатываний и учета ограничений на управление рассматриваются наблюдатели состояния с большим коэффициентом усиления,

обеспечивающие минимизацию влияния разброса параметров привода и неточности модели [2].

Синтез наблюдателя связан с оценкой или измерением вектора состояния привода, что предполагает наличие определенного состава датчиков. Применение бесколлекторного двигателя налагает особенности на оценку вектора состояния, поскольку в этих двигателях используются пространственно распределенные датчики положения ротора типа датчиков Холла, в ряде случаев обладающих низкой разрешающей способностью, а также многофазная электрическая схема обмоток [3]. Для учета этого рассматриваются наблюдатели состояния при неполном векторе измерения.

Полученные результаты проверены экспериментально с использованием опытного образца электромеханического привода с бесколлекторным двигателем.

Литература:

1. Moseler O., Isermann R. Application of model-based fault detection to a brushless DC motor // IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 47, №5, 2000.
2. Khalil H. Nonlinear Systems, Prentice Hall, New Jersey, 2002.
3. Соколовский Г.Г. Электроприводы переменного тока с частотным регулированием. М.: Изд. центр «Академия», 2006.

Динамические процессы в системе регулирования температуры воздуха после первичных теплообменников

Волков А.А.
МАИ, г. Москва

Работа посвящена разработке и анализу математической модели регулирования температуры после первичного теплообменника системы кондиционирования воздуха среднемагистрального пассажирского самолета. Рассмотрено влияние конструктивных параметров элементов системы терморегулирования на характер переходных процессов и амплитуду автоколебаний температуры воздуха. Обеспечение ограничения максимальной температуры отбираемого воздуха на выходе из первичного ВВР обеспечивается соответствующей малоинерционной пневматической системой терморегулирования. Быстродействие системы зависит от параметров термостата, характеристики переменного и постоянного дросселей, конструктивных параметров пневмодвигателя.

Применение пневматического повторителя команд повышает стабильность системы регулирования температуры. Повторитель команд представляет собой дополнительный клапан с пружинной и управляющей полостями, установленный между управляющим

клапаном и пневмодвигателем. Дополнительные постоянные дроссели предназначены для ограничения расхода и выбора рабочего давления пневмодвигателя.

Дополнительный переменный дроссель повторителя команд совместно с постоянными дросселями позволяет выполнить систему регулирования с повышенной крутизной силовой характеристики в зависимости от температуры горячего воздуха. Линеаризация экспериментальной зависимости с ограничениями по максимальному и минимальному значениям существенно упрощает анализ динамических характеристик регулятора.

При рассмотрении устойчивости в малом ограничения по амплитуде сигналов можно не рассматривать и тогда имеем характеристический многочлен третьего порядка и при моделировании системы терморегулирования динамический процесс регулирования происходит с существенным перерегулированием.

Разработана математическая модель системы регулирования температуры воздуха за первичным теплообменником с учетом статических характеристик термостата, повторителя команд и пневмодвигателя. Проведенные экспериментальные работы и имитационное показали наличие автоколебаний при регулировании температуры с амплитудой 10...15 °С.

Оптимизация полей температур и термических напряжений в первичном теплообменнике системы кондиционирования воздуха

Диомидов И.Г., Чичиндаев А.В.

НГТУ, г. Новосибирск

Первичные исследования компактных теплообменников с переменным отношением термических сопротивлений показали высокую эффективность данного приема для снижения термических напряжений в первичном теплообменнике. Вместе с тем полученные при этом результаты носят ограниченный характер ввиду небольшого исследованного диапазона отношения термического сопротивления. Целью настоящей работы было выполнение комплекса исследований, направленных на оптимизацию полей температур и термических напряжений, с помощью переменного отношения термического сопротивления.

Для этого была выполнена модификация разработанной ранее двухмерной модели расчета теплопередачи в перекрестно-точном компактном пластинчато-ребристом теплообменнике. В частности, в алгоритм были заложены четыре варианта задач: 1) с постоянным оребрением в обоих трактах; 2) с переменным оребрением в холодном тракте; 3) с переменным оребрением в горячем тракте; 4) с переменным

оробрением в обоих трактах. Достоверность модели проверена путем сравнения с ранее выполненными расчетами: получено качественное и количественное согласие.

Теоретическое исследование выполнено путем численного моделирования теплопередачи в компактном теплообменнике в широком диапазоне геометрических параметров, моделирующих перечисленные варианты задач. В результате исследований выполнен анализ распределения полей температур и термических напряжений в зависимости от способа изменения отношения термических сопротивлений и установлены наиболее оптимальные диапазоны параметров оробрения, позволяющие минимизировать перепады температур в теплообменной поверхности, термические напряжения в ней. Полученные результаты позволяют продлить ресурс работы теплообменников, работающих в теплонапряженных условиях, за счет оптимизации геометрических параметров оробрений.

Усовершенствованный прикладной пакет программ позволяет проводить проектировочный и проверочный расчеты компактного пластинчато-ребристого теплообменника в широком диапазоне режимных и геометрических параметров. Работа представляет интерес для специалистов, занимающихся проектированием теплообменников, работающих в нестационарных высокотемпературных условиях.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 09-08-00321-а.

Методика разработки комплекса математических моделей проектировочного расчета механических систем летательных аппаратов

Касумов Е.В.

Казанский вертолетный завод, г. Казань

Рассматриваются особенности расчета системы внешних нагрузок при кинематическом и силовом анализе пространственных механических систем из композиционных материалов.

Для каждого вида аэромеханической схемы летательного аппарата система сил и моментов своя и имеет свои принципиальные различия.

Основой для решения задачи является дифференциальное уравнение движения системы взаимоувязанных тел. Силовой анализ механической системы проводится на примере нелинейной математической модели несущей системы легкого вертолета с учетом податливости ее звеньев из композиционных материалов. Кинематические свойства несущей системы определяются существенными деформациями композитных звеньев под воздействием усилий от входного звена. Вертолет

сбалансирован тогда, когда все силы и моменты от сил взаимно уравновешиваются в трех плоскостях для заданного режима полета.

С точки зрения решения системы уравнений движения взаимоувязанных тел аэромеханическая схема летательного аппарата рассматривается как система взаимоувязанных граничными условиями тел в трехмерном пространстве. Задача определения внешних нагрузок (в частности аэродинамических) представляет собой решение системы уравнений, описывающих обтекание аэродинамических поверхностей по методу присоединенных вихрей на каждом временном промежутке решения уравнения движения.

Набор математических моделей разрабатывается с целью ее максимального приближения к некоторым режимам натуральных испытаний (в том числе и некоторых характерных для данной аэромеханической схемы вертолета режимов полета). Модели позволяют произвести расчет типового профиля полета легкого вертолета с одновременным кинематическим и силовым анализом системы управления двухлопастным несущим винтом. Получены графики изменения нагрузок при разгоне несущего винта на земле и в полете на бустере системы управления и шарнирных соединениях.

Произведены расчеты флаттерных характеристик лопасти несущего винта и одновременной оценкой деформированного состояния торсиона втулки.

Получаемые данные силового анализа и напряженно-деформированного состояния позволяют определить рациональные параметры звеньев механической системы.

Расчётный анализ эффективности защиты топливных магистралей самолёта от гидроударных давлений

Любин Л.Я., Котыхов Н.Н.

НПП «Звезда», г. Москва

При гидроударе в системе заправки самолётов в воздухе существует опасность проникновения гидроударных волн в топливные магистрали связанных рукавом машин.

В работе рассматриваются результаты расчётно-теоретического анализа для различных конфигураций заправочного тракта с использованием мягких и каркасированных рукавов с учётом прохождения волн давления через типичные узлы сопряжения элементов топливного тракта; проводится оценка влияния различных параметров системы на характеристики проникающих в топливный тракт самолёта волн давления. Основной методической особенностью работы является попытка учесть зависимость динамической реакции

турбонасосного агрегата (ТНА) на прохождение через него гидроударной волны от режима работы.

Результаты работы позволяют определить наиболее благоприятные и наиболее опасные режимы дозаправки для выполнения штатной расцепки, а также оценить влияние различных характеристик топливного тракта на уровень и длительность гидроударных воздействий.

Получены следующие основные выводы:

- использование каркасированного шланга по сравнению с мягким приводит к увеличению максимального гидроударного давления при расцепе у конуса датчика, однако способствует более эффективному затуханию и дисперсии волн, пробегаящих по рукаву;

- ступенчатое изменение площади проходного сечения тракта существенно влияет на характер протекания гидроударных явлений;

- наибольшие давления проникают в тракт через ТНА не всегда на режимах, соответствующих максимальному расходу;

- перенос результатов, полученных на экспериментальных стендах без использования полноразмерного шланга на реальные объекты некорректен;

- невозможно получить верные значения проникающих через ТНА гидроударных давлений на стенде, в котором не воспроизведены основные геометрические параметры топливного тракта объекта;

- линейная интерполяция результатов стендовых испытаний на режимы, соответствующие более высоким темпам перелива некорректна, более того, для некоторых объектов соответствующая зависимость может быть даже немонотонной;

- отмеченные особенности волновых процессов в системе шланг – объект не позволяют делать окончательные выводы о безопасности бортовых топливных магистралей на основании испытаний, выполненных только для максимального темпа заправки.

Применение компьютерной рентгеновской томографии для контроля агрегатов летательных аппаратов из композиционных материалов

Ларин А.А., Резниченко В.И.

МАИ, г. Москва

Компьютерная рентгеновская томография - эффективный метод неразрушающего контроля агрегатов летательных аппаратов (ЛА), позволяющий выявить дефекты внутренней структуры агрегатов ЛА, выполненных из слоистых композиционных материалов (КМ), например, стекло- и углепластиков.[1,2]. Кроме того, этот метод позволяет оценить линейные размеры внутренних дефектов изделия и

определить их расположение с точностью до 0,3-0,5мм. Эти дефекты можно разделить на две категории: дефекты армирующего наполнителя и дефекты матрицы. Наиболее характерные и опасные типы дефектов: пористость, нарушение ориентирования волокон, разрывы волокон, растрескивание связующего, образование складок в структуре монослоя в процессе выкладки и пропитки. С помощью метода рентгеновской томографии возможно получить картину повреждений внутренней структуры композита, а обобщая полученные данные с результатами конечно-элементного моделирования образцов с дефектами, дать заключение о несущей способности конструкции и выдать рекомендации по изменению технологического процесса и способам восстановления (необходимого ремонта). Темой настоящего исследования является задача выявления аналитических зависимостей несущей способности КМ при наличии в нем дефектов различных видов. По результатам конечно-элементного моделирования образцов с дефектами определены закономерности по несущей способности однонаправленных и перекрестно-армированных композитов при наличии в них дефектов типа: разрыв единичного волокна, разрыв группы волокон, образование складок в монослое, отклонение от номинального угла армирования в локальной зоне.

Выводы:

Применение компьютерной томографии позволяет повысить качество изделий из КМ, оптимизировать параметры технологического процесса, доработать технологическую оснастку с целью устранения выявленных дефектов.

Литература:

1. Неразрушающий контроль. В 5 кн. Практ. Пособие/Б.Н.Епифанцев, Е.А.Гусев, В.И.Матвеев, Ф.Р.Соснин. Под редакцией В.В.Сухорукова. – М.: Высш. Шк., 1992 – 321с.
2. Неразрушающий контроль: Справочник: В 7 т. Под общ. ред. В.В.Клюева. М.: Машиностроение. 2006 - 864с.

О первых работах по созданию гермокабин для авиации

Морозов И.В.

ДКБА, г. Долгопрудный

Достижение большой высоты полета невозможно без применения специальных систем жизнеобеспечения человека на борту, к которым относятся индивидуальные средства, а также герметичные кабины. Именно гермокабины, в которых поддерживаются близкие к обычным значения температуры, давления и состава воздуха, обеспечивают наиболее комфортные условия, позволяя осуществлять перевозку пассажиров.

Целью доклада является освещение на основе новой источниковой базы вопроса о появлении идеи гермокабины самолета и ее развитии до этапа воплощения в новом техническом объекте и начала массового применения.

Идее гермокабины самолета предшествовали предложения по созданию герметичной гондолы аэростата, которые начали выдвигаться еще с 1870-х гг. Однако на практике идея герметичной гондолы была реализована лишь в 1930 г.

К этому времени идея самолета с гермокабиной была уже не нова. Первые патенты относятся к 1910-м гг.; в 1921 г. такой самолет впервые поднялся в воздух, но в то время неудачный эксперимент не имел продолжения. В 1920-е гг. авиация еще не нуждалась в применении гермокабин, тем не менее, некоторыми конструкторами разрабатывались подобные перспективные самолеты. Также, вопросы, связанные с созданием герметичной кабины, незаменимой при полетах в верхних слоях атмосферы и космических путешествиях, разрабатывались пионерами ракетно-космической техники. Активно работы по созданию гермокабин для авиации начались на рубеже 1920-х – 30-х гг., когда применение кислородных масок уже не соответствовало требованиям, предъявляемым большой высотой полета в стратосфере, достижение которой стало возможным благодаря успехам двигателестроения.

Параллельно с идеей гермокабины развивалась идея высотного скафандра. Помимо кажущейся простоты создания герметичного костюма, подобного уже давно применявшимся в водолазном деле, она соответствовала привычным в то время представлениям о полете в открытой кабине. Первые высотные авиационные скафандры были созданы в 1930-е гг. Они позволяли минимально (по сравнению с гермокабинами) изменять конструкцию самолета, предназначенного для высотных полетов. Несмотря на создание экспериментальных образцов, данное направление в тот период широкого развития не получило, в частности, по той причине, что скафандры не подходили для перевозки пассажиров. В то же время, в 1930-е гг. были созданы удачные образцы гермокабин, а также установлено, что технически возможна герметизация всего фюзеляжа при незначительном увеличении массы конструкции. Работы в этом направлении привели к созданию первых высотных пассажирских самолетов с гермокабинами большого объема. Таким образом, в 1930-е гг. накопленный опыт позволил создать первые самолеты с герметичной кабиной, предназначенные для практической эксплуатации.

Моделирование теплообмена в неоднородных турбулентных потоках

Головнев И.Г., Платов С.А.
ГосНИИАС, г. Москва

В докладе проанализированы имеющиеся исследования аэродинамических и тепловых характеристик тел в неоднородных турбулентных потоках, генерируемых вихревыми следами (тандемное обтекание). Показано, что аэродинамические и тепловые характеристики при попадании в область вихревого следа (при больших числах Рейнольдса) могут изменяться в несколько раз. Установлено, что для расчетов тандемного обтекания в более широком диапазоне чисел Re требуется создание обобщающей модели турбулентности, включающей моделирование ламинарно-турбулентного перехода, кривизны линий тока и переноса турбулентных тепловых потоков.

Дорожная карта «Использование нанотехнологий в авиационной промышленности»

Карасев О.И., Вишнеvский К.О.
ВШЭ, г. Москва

Институт статистических исследований и экономики знаний Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики» (ИСИЭЗ НИУ ВШЭ) по заказу ОАО «Роснано» разрабатывает серию дорожных карт (roadmaps), нацеленных на формирование долгосрочных инновационных стратегий для важнейших секторов российской экономики, продуктовых групп и тематических областей. Одним из таких проектов является дорожная карта «Использование нанотехнологий в авиационной промышленности».

Комплексный характер факторов, сдерживающих развитие пассажирского авиастроения в России, с учетом усиливающейся конкуренции со стороны американских, европейских, канадских, бразильских и других производителей, мешает эффективному развитию без создания механизма взаимодействия между организациями отрасли. Дорожная карта представляет пример формата подобного взаимодействия. Разработанная с участием представителей ключевых участников рынка и научного сообщества карта отражает интегральное представление о развитии нанотехнологий в пассажирском самолетостроении и выделяет основные направления его рыночных внедрений.

Дорожная карта обобщает мнение экспертного сообщества о важнейших технологиях, используемых при производстве пассажирских самолетов, и продуктах, основные потребительские свойства которых

определяются применением в их конструкциях нанокomпонентов и наноматериалов.

Карта описывает структуру спроса на продукты, связанные с нанотехнологиями, применимые в производстве самолетов и указывает перспективные рынки, на которые может быть ориентирован выпуск указанных продуктов. Дорожная карта оценивает возможности технологий по обеспечению ключевых потребительских свойств продукции авиастроения, позволяющие сформировать ее существенные конкурентные преимущества.

Визуальное представление дорожной карты включает четыре основных раздела:

- Технологическое развитие;
- Нанокomпоненты и наноматериалы;
- Потенциальный объем спроса на изделия с нанокomпонентами;
- Сегменты рынка отрасли.

Наноидентирование керамических лакокрасочных покрытий

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

Наноидентирование – метод, позволяющий определять механические и усталостные свойства различных пленок, покрытий и материалов на наноуровне.

Исследования проводились на образцах, представляющих собой стальные пластины прямоугольной формы 5мм x 10мм, на которые наносилась порошковая полимерная краска на эпоксидно-полиэфирной основе фирмы AkzoNobel (Голландия) различных цветов (по международному каталогу RAL). Для придания поверхности дополнительной износостойкости и ударопрочности на окрашенную поверхность наносился керамический нанолак CeramiClear Deltron D8105 фирмы PPG Industries (США). Этот лак выступает в качестве защитного слоя окрашенной поверхности и улучшает ее эксплуатационные свойства. Нанесение покрытий проводилось в камере Gema (Швейцария) электростатическим распылением. Предварительно проводилась подготовка окрашиваемых поверхностей: обезжиривание и фосфатирование.

Для экспериментов используется измерительный комплекс NanoTest 600 (Великобритания). Приводятся его основные характеристики, техническое описание, рассматривается перечень исследований, которые можно проводить с помощью этого комплекса. Анализируется методика проведения экспериментов, рассматриваются различные типы инденторов. В качестве рабочего используется индентор Берковича.

Проводится топография поверхности лакокрасочных покрытий. По полученным экспериментальным данным компьютерная система комплекса NanoTest 600 определяет: максимальную глубину проникновения, пластическую деформацию, твердость по Бринеллю, приведенный модуль упругости, упругое восстановление, податливость контакта и ряд других характеристик.

Теоретические расчеты проводятся с помощью программного обеспечения на основе модели Оливера-Фарра.

Работа выполнена при финансовой поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы по лоту «Проведение научных исследований коллективами научно-образовательных центров в области нанотехнологий и наноматериалов», госконтракт № 02.740.11.0790 от 17.05.10г.

Математическая модель регулирования теплового состояния летчика при различных условиях полета

Пичулин В.С., Смирнова Г.А.

МАИ, г. Москва

Обеспечение комфортного теплового состояния летчика является на сегодняшний день одной из важнейших задач.

В настоящее время существуют системы вентиляции защитного снаряжения, в которых пилот по собственным теплоощущениям вручную устанавливает положение крана-регулятора расхода теплоносителя. Добиться комфортного состояния, как показывает опыт, не удается из-за загруженности летчика работами по выполнению своей основной задачи. Наблюдается перегрев или переохлаждение организма, что приводит к снижению работоспособности.

Актуальной задачей является разработка автоматической системы регулирования теплового состояния пилота по физиологическим показателям.

Летчик в кабине самолета находится в вентиляционном костюме и его тепловое состояние регулируется изменением температуры подаваемого в костюм воздуха.

В данной работе получена математическая модель теплового состояния пилота в защитном снаряжении, описывающая тепловые процессы в организме человека и в вентиляционном костюме. На основе разработанной модели составлены системы уравнений теплового баланса с учетом разных внешних условий: при полете в солнечную и пасмурную погоду, при различных значениях скоростей (дозвуковой и сверхзвуковой полет), при различных высотах полета. Также исследованы случаи отказа системы кондиционирования кабины.

Для численного решения полученной системы уравнений была разработана программа в среде Matlab.

В качестве входного параметра задавалось значение общих энергозатрат летчика или значение внешней механической работы.

Разработанная программа позволяет оценивать тепловое состояние пилота и в зависимости от уровня общих энергозатрат пилота или выполняемой им работы, а также в зависимости от условий полета подбирать необходимую температуру подаваемого в вентиляционный костюм воздуха, обеспечивающую тепловой комфорт пилота

На основании полученной математической модели возможно создание системы с автоматическим регулированием теплового состояния пилота в изменяющихся условиях окружающей среды и при постоянно меняющемся уровне физической и эмоциональной нагрузки. Данная система обеспечит комфортное тепловое состояние летчика в течение всего полета, что поможет летчику сосредоточиться на выполнении своего боевого задания и существенно повысит безопасность полета.

Математическое моделирование гидравлического сопротивления в трубах с шероховатыми стенками на базе принципа суперпозиции полной вязкости

Лобанов И.Е.

МАИ, г. Москва

Разработана методика теоретического расчётного детерминирования коэффициента гидравлического сопротивления для круглых труб с шероховатыми стенками на основе принципа суперпозиции полной вязкости в турбулентном слое, преимущественно отличающаяся от существующих теорий. Полученные результаты расчёта для расширенного диапазона определяющих параметров, существенно отличающиеся от данных для круглых труб с турбулизаторами, указывают на уровень интенсификации теплообмена. Для малых и средних высот шероховатости теоретические значения гидравлического сопротивления в шероховатых трубах примерно соответствуют эмпирическим значениям — при дальнейшем увеличении относительной высоты шероховатости теоретические значения преимущественно отличаются от эмпирических значений, в том числе, при очень высоких числах Рейнольдса. Теоретические решения, полученные в данном исследовании, показали, что в увеличение расчётных значений относительного гидравлического сопротивления для труб с очень большими значениями относительной шероховатости существенный вклад даёт как увеличение относительной высоты шероховатости, так и увеличение числа Рейнольдса. Анализ расчётных

значений гидравлического сопротивления в шероховатых трубах с аналогичными экспериментальными значениями для труб с периодическими поперечно расположенными турбулизаторами потока показал, что в шероховатых очень больших относительных высотах шероховатости гидравлическое сопротивление всегда ниже, чем для труб с турбулизаторами при прочих равных условиях, а для малых, средних и больших относительных высот найдены границы их приблизительного соответствия при прочих равных условиях: чем меньше число Рейнольдса, тем больше должен быть относительных шаг между турбулизаторами. Главное преимущество решений, полученных по разработанной теории по сравнению с эмпирическими зависимостями заключается в том, что они позволяют рассчитать гидравлическое сопротивление в шероховатых трубах в случае больших и очень больших относительных высот выступов шероховатости в том числе и для больших чисел Рейнольдса, что характерно, например, для труб малых диаметров. Полученные результаты расчёта гидравлического сопротивления для круглых шероховатых труб для расширенного диапазона определяющих параметров, существенно отличающиеся от соответствующих данных для круглых труб с турбулизаторами, косвенным образом указывают на уровень интенсификации теплообмена за счёт использования шероховатых труб вместо гладких.

Нелинейная модель подшипника сухого трения в задачах динамики роторных систем

Сипатов А.Н., Леонтьев М.К.

МАИ, г. Москва

Дегтярев С.А.

Альфа-Транзит, г. Химки

С начала 60-ых годов 20 века подшипники сухого трения являются востребованным изделием в машиностроении. Обусловлено это возможностью их работы в вакууме, в агрессивных средах без подвода смазки, при относительно больших температурах имея достаточно низкую стоимость. Поэтому, возрастает потребность в моделировании динамического поведения валов на таких подшипниках. Целью данной работы являлось создание нелинейного элемента программной системы Dynamics R4 посредством которого, можно моделировать роторные системы, опирающиеся на подшипники сухого трения. В процессе работы были созданы математическая модель, алгоритм и программный модуль элемента. Элемент является многофункциональным, позволяющим моделировать не только подшипник сухого трения, но и явления, связанные с выборкой зазоров

в роторной системе: зазор между ротором и статором, зазор между двумя роторами. Представлено две модели подшипника: точечная модель и модель, учитывающая длину подшипника.

В точечной модели подшипника, в точке контакта возникают две силы: радиальная и тангенциальная. Радиальная сила определяется через контактную жёсткость и деформацию в точке контакта. Тангенциальная - пропорциональна радиальной. Коэффициентом пропорциональности является коэффициент трения скольжения. Модель учитывает проскальзывание в точке контакта, через минимальную скорость проскальзывания, которая задается для подшипника сухого трения.

Модель позволяет определить вид прецессионного движения ротора в условиях контакта, тем самым определив сочетание параметров роторной системы, приводящих к опасному явлению – обратному прецессионному движению. В алгоритме также учитывается удаление точки контакта от точки связи, что приводит к необходимости учета изгибающего момента и переносу силы из точки контакта в точку закрепления.

Модель подшипника сухого трения, учитывающая длину подшипника, представляет собой развитие точечной модели, до модели с двумя точками контакта, удаленных от точки связи. Соответственно, конечным алгоритмом является объединение двух моделей точечного контакта в один.

Представлены результаты моделирования точечного ротора, опирающегося на подшипник сухого трения, и двухопорного ротора с учетом длины подшипника.

Упругие свойства подшипников качения

Давыдов А.В., Снеткова Е.И., Булатов К.Ю., Леонтьев М.К.

МАИ, г. Москва

Дегтярев С.А.

Альфа-Транзит, г. Химки

В настоящее время большую роль в динамических расчетах роторных систем играет точное определение упругих свойств подшипников качения. Для этого используются нелинейные математические модели подшипников разного уровня сложности. Различие этих моделей заключается в количестве степеней свободы и учтенных факторов, влияющих на работу подшипника. К таким факторам относят: зазор между телами качения и кольцами подшипника, осевые и радиальные нагрузки, тепловое состояние, смазку, влияние сепаратора, инерцию тел качения, податливость колец подшипников, натяг по внутреннему кольцу подшипника и т.д. Все эти факторы меняются в процессе работы

подшипника, и влияют на жесткость и вибрационные характеристики опоры.

Включение нелинейных подшипников в модели роторных систем ведет к значительному увеличению времени расчетов. Альтернативой таким моделям являются линеаризованные модели, в которых упругие свойства подшипников моделируются жесткостными коэффициентами.

Для определения этих коэффициентов также можно использовать нелинейные модели подшипников качения. Модель с 2-мя степенями свободы учитывает частоту вращения вала, дисбалансы, силы веса, зазоры, количество тел качения в зоне нагружения позволяет определить только радиальные коэффициенты жесткости подшипника. Модель с пятью степенями свободы учитывает дополнительно осевую силу, угол контакта инерцию тел качения, моментные реакции. В результате можно определить полную матрицу коэффициентов жесткости – линейных или тангентных.

Оба типа жесткостей можно использовать при линеаризации упругих свойств подшипника. Однако следует иметь в виду, что матрица линейных коэффициентов жесткости дает точные результаты по деформациям и реакциям. Линеаризация жесткостных характеристик по тангентным жесткостям дает точные результаты по частотам резонансных пиков.

Как видим, при линеаризации жесткости подшипника существует некоторая неопределенность в выборе типа жесткостной характеристики. Другим моментом является то, что в нагрузке участвует не только сила веса, но и динамическая нагрузка. Она может задаваться коэффициентом перегрузки, однако такой подход также вносит свои погрешности, учитывая, что динамическая нагрузка переменная и может быть достаточно большой.

В докладе представлены результаты определения жесткостных характеристик подшипников с использованием нелинейных моделей подшипников.

Установка для формирования пресспакетов тормозных дисков авиационных колес из композита углерод – углерод

Павлов Т.А., Донюков И.А., Маслов Ю.В.

МАИ, г. Москва

В современных тормозных системах авиационных колес перспективным является применение композитных материалов для изготовления тормозных дисков.

Одним из перспективных направлений является использование в высоконагруженных системах торможения композиционных материалов с углеродной матрицей (углерод-углеродные КМ). В настоящее время

имеется ряд установок для формирования пресспакетов тормозных дисков для самолетов и автомобилей, но они обладают целым рядом недостатков:

Неоднородность волокнистой структуры пресспакета как следствие переменного уровня осаждения волокна в камере.

Недостаточный уровень механизации и автоматизации – наличие ручных трудоемких операций.

Длительность и трудоемкость перенастройки установки с одного типоразмера пресспакета на другой.

Кроме того при работе на установках в воздухе возникает большое количество каменноугольной пыли, вредной для организма человека.

Для решения этих проблем по заданию промышленности разработана установка нового поколения, позволяющая полностью изменить систему создания пресспакетов из композитного материала.

К установке предъявлены следующие требования:

Стабилизация уровня осаждения составляющих элементов: волокна и пека.

Механизация трудоемких операций и автоматизация процессов формования и перегрузки пресспакета.

Быстрота и легкость перенастройки типоразмеров.

На предварительном этапе проведен ряд экспериментальных исследований, в результате которых была определена рациональная система смешения и укладки в прессформы смеси углеродного волокна и угольного пека. По сравнению с существующими установками был полностью изменен метод смешения компонентов между собой и их подачи в зону создания тормозных дисков. Кроме того полностью изменена система управления технологическим процессом и самой установкой, что позволило значительно улучшить ее безопасность, в том числе экологическую. При этом ее габариты значительно уменьшились, а сама установка стала значительно дешевле.

Разработанная система позволяет производить быструю переналадку на различные типоразмеры колес, повысить качество создаваемых дисков и их точность, что потребует меньшего объема доводочных работ.

На основании проведенных исследований методами современных технологий разработана конструкция установки и на данном этапе эта установка изготавливается для передачи ее заказчику и применения ее в производстве.

Комплекс программных средств
«Применение метода анализа иерархий для выбора
предпочтительной стратегии управления риском»

Пантелеев П.А.
МАИ, г. Москва

Разработанный комплекс программ в среде Mathcad позволяет определить наилучшую стратегию управления рисками на предприятии авиационно-промышленного комплекса, специализирующегося на выпуске образцов новой техники, а также выбрать наиболее предпочтительный метод управления рисками в зависимости от уровня риска. Рассматриваются следующие стратегии: собственного удержания (принятия) рисков, гармонизированного управления рисками, передачи рисков, и реализующие их методы: уклонение, передача, распределение, резервирование средств, объединение, локализация, диверсификация, лимитирование, компенсация, предупреждение.

Для решения задачи применяется сформированный автором алгоритм применения метода анализа иерархий. Составлена иерархическую модель, включающая четыре уровня иерархии: I – риск предприятия; II – уровни риска (низкий, ниже среднего, средний, выше среднего, высокий); III – методы управления рисками; IV – стратегии управления рисками. Опираясь на методику попарных сравнений, составлены соответствующие матрицы суждений. Суть метода заключается в нахождении наибольшего собственного значения матрицы суждений и соответствующего ему собственного вектора (обычно нормированного). Собственный вектор отражает упорядочение приоритетов, а собственное значение является мерой согласованности суждений. Заключительный вектор влияния стратегий на риск (приоритет стратегий) получается в результате нахождения произведения соответствующих матриц влияния четвертого уровня на третий, третьего уровня на второй, второго уровня на первый.

Применение созданного комплекса программ показало, что в целом для предприятия наиболее предпочтительной стратегией является стратегия гармонизированного управления рисками, далее стратегия передачи риска и стратегия принятия риска.

Если уровень риска низкий, целесообразнее применять стратегию принятия рисков, далее стратегию гармонизированного управления и стратегию передачи рисков. Если уровень риска ниже среднего, целесообразнее применять стратегию гармонизированного управления, далее стратегию принятия риска и передачи риска. Если уровень риска средний и выше среднего, то предпочтительнее стратегия гармонизированного управления, далее стратегия передачи риска и стратегия принятия. Если уровень риска высокий, то целесообразнее

применять стратегию передачи рисков, далее стратегию гармонизированного управления и стратегию принятия рисков.

Полученные результаты могут быть использованы в системе стратегического управления рисками в контурах обратной связи при принятии управленческих решений.

Проблемы создания тренажеров операторов беспилотных летательных аппаратов

Сергеев С.Ф.

Корпорация «Аэрокосмическое оборудование», г. Санкт-Петербург

К основным задачам, возлагаемым на беспилотные системы, относятся: разведка, наблюдение, целеуказание и корректировка огня систем бортового оружия; охрана районов дислокации войск; обеспечение действий боевых вертолетов армейской авиации в ходе огневой поддержки наземных частей; ретрансляция сигналов связи.

Широкое распространение дистанционно-управляемых беспилотных летательных аппаратов ознаменовало переход к авиационным системам с частичной и полной автоматизацией. Этот шаг позволяет вывести пилота с борта системы, снизить требования к его психофизиологическим качествам. Кроме того, исключаются воздействия на пилота экстремальных факторов полета: угрозы жизни, перегрузок, смены воздушного давления и т. д.

Вместе с тем возникает проблема массовой подготовки операторов беспилотных летательных аппаратов (БЛА), которая требует обеспечения у курсанта навыков управления сравнимых по своей сложности с навыками пилотирования самолета. Это требует серьезного профессионального отбора, который неэффективен в силу отсутствия необходимого числа претендентов. Проблема усложняется и тем, что операторы БЛА имеют ограниченный по сравнению с летчиком набор обратных связей о поведении управляемого аппарата, что повышает требования к зрительной и сенсомоторной координации. По настоящее время неясно можно ли переучивать летчиков на управление БЛА, так как структура навыков у пилотов другая, нежели требуется для оператора БЛА.

Использование тренажеров для обучения операторов БЛА является эффективным средством подготовки, но пока нет решения проблемы обучения управлению БЛА при боковом ветре. Система не дает обратной связи о влиянии данного фактора на управление. Не решена задача обеспечения длительных полетов, и смены обслуживающего экипажа в полете.

Особую проблему составляет управление БЛА с подвижных транспортных носителей (кораблей, автомобилей, железнодорожного

транспорта), в которых действие факторов движения модулирует действия оператора и вносит ошибки в управление.

Основные проблемы, решаемые с помощью тренажеров операторов БЛА:

- отработка типовых задач и ситуаций применения;
- формирование навыков управления системами БЛА;
- формирование навыков взаимодействия с участниками театра военных действий;
- поддержание навыков управления и использования оборудования БЛА после длительных перерывов.

3. Секция «Ракетные и космические системы»

Применение метода имитации поведения бактерий к задаче поиска оптимального управления дискретными детерминированными системами

Алёшина Е.А.
МАИ, г. Москва

Метод имитации поведения бактерий, предложенный в [1], относится к методам «роевого интеллекта»: поиск оптимума осуществляется множеством агентов (частиц), а затем информация, собранная ими, агрегируется, и это дает ориентиры для поиска на следующей итерации.

Основные принципы метода имитации поведения бактерий:

- поиск решения производится колонией бактерий (частиц);
- каждая частица стремится попасть в области, где значение критерия лучше, и избежать областей с худшими значениями критерия;
- направление поиска выбирается вероятностным образом;
- частицы взаимодействуют друг с другом, притягиваясь и отталкиваясь;

часть бактерий, которым соответствуют худшие значения критерия, начинает поиск заново из случайной точки пространства поиска или из точки с наилучшим значением критерия.

Для применения метода имитации поведения бактерий к задаче поиска оптимального управления дискретными детерминированными системами [2] оптимизировался вектор управления, в качестве минимизируемой функции был выбран критерий оценки качества управления. Для нахождения значения критерия по уравнению состояния системы пересчитывался вектор состояния, и полученное значение вместе с вектором управления подставлялось в критерий.

На основе алгоритма метода имитации поведения бактерий создано программное средство для решения поставленной задачи. Пользовательский интерфейс программы аналогичен описанному в [3].

Решение тестовых примеров показывает, что для получения приемлемых с точки зрения практики результатов необходимо исследовать различные модификации метода, в том числе учитывающие концепцию метода частиц в стае, рассмотренного в [3].

Литература:

1. Y. Liu and K. M. Passino, «Biomimicry of Social Foraging Bacteria for Distributed Optimization: Models, Principles, and Emergent Behaviors», *Journal of Optimization Theory and Applications*, 2002.
2. Пантелеев А.В., Бортакровский А.С. Теория управления в примерах и задачах. – М.: Высш. шк., 2003.

3. Пантелеев А.В., Алёшина Е.А. Применение метода частиц в стае к задаче оптимизации дискретных детерминированных систем управления. Статья в межвузовском сборнике научных трудов «Теоретические вопросы вычислительной техники и программного обеспечения». – М.: МИРЭА, 2010.

Влияние неконденсирующихся газов на процесс теплообмена в центробежном дистилляторе системы регенерации воды из урины

Бобе Л.С., Раков В.В., Аракчеев Д.В., Канаев П.А.

НИИхиммаш, г. Москва

Процесс извлечения воды из урины основан на методе вакуумной дистилляции в центробежном многоступенчатом вакуумном дистилляторе (ЦМВД). В ЦМВД дистилляция осуществляется ступенчато, при этом тепло конденсации пара используется для испарения жидкости в следующей ступени. Расход энергии на дистилляцию снижается пропорционально числу ступеней дистиллятора. Подвод тепла для испарения в первой ступени и отвод тепла от последней ступени осуществляются термоэлектрическим тепловым насосом и дополнительным охладителем. За счёт разности температур создаётся перепад давления, которое снижается от ступени к ступени. Разность температур определяется коэффициентами теплоотдачи при испарении и конденсации жидкости на вращающейся поверхности, теплообменом в парогазовом пограничном слое со стороны испарения и конденсации, теплопередачей через стенку теплообменного устройства и температурной депрессией, определяемой ростом концентрации солей в урине при испарении воды. При большом содержании газа тепловое сопротивление в парогазовой фазе может быть весьма значительным.

В докладе приводятся результаты расчётно-экспериментального анализа влияния содержания неконденсирующихся газов на коэффициенты тепло- и массообмена, разность температур и давлений и производительность дистиллятора. Данные для анализа были получены в экспериментах, проведенных при остаточном давлении в дистилляторе от 400 до 800 мм вод. ст., температуре хладагента от 14 до 25 °С, газосодержании в исходной жидкости от 0,024 г/л ж до 0,13 г/л ж и при числе оборотов ротора дистиллятора равном 1200 об/мин. При анализе использовались соотношения диффузионно-конвективного теплообмена и массообмена, основанные на расширенной аналогии между этими процессами. Результаты расчётов совпали с экспериментальными данными и подтвердили правильность принятых в системе регенерации технических решений, направленных на минимизацию содержания неконденсирующихся газов.

Особенности тестирования микросборок аппаратуры спутниковой навигации

Бондарейко Е.А.

МАИ, г. Москва

Спутниковая навигация – быстро развивающаяся ветвь навигации подвижных объектов. Она явилась одной из первых областей прикладной космонавтики, ориентированной на удовлетворение потребностей практической деятельности человека.

Характерной особенностью аппаратуры спутниковой навигации является предъявление к ней чрезвычайно высоких требований по надежности и безотказности, по неуклонному повышению функциональности элементной базы в сочетании со снижением массы и габаритов. Появляется необходимость разработки микросборок - сложных функционально законченных изделий в корпусах, что позволит существенно снизить массу и габариты аппаратуры.

Микросборки характеризуются большим числом элементов конструкции, параметров и критериев. Для надежного функционирования электронного устройства и обеспечения высокого процента выхода годных изделий, все его компоненты должны полностью выполнять свои специфичные функции и каждая из них должна быть подтверждена. Традиционные методики и оборудование для тестирования печатных плат трудно адаптировать к микросборкам. Тестирование микросборок по сравнению с тестированием печатных плат имеет следующие особенности:

1. Подложки микросборок часто имеют гораздо более высокую плотность размещения элементов, система может содержать десятки кристаллов и может иметь сотни тысяч внутренних узлов, крайне сложно получить доступ ко всем внутренним узлам при тестировании микросборок.

2. Процесс тестирования должен проводиться на каждом этапе изготовления микросборок: производство кристаллов, изготовление подложек, сборка изделия, так как любые неисправности компонентов могут привести к неисправным микросборкам.

3. Тестирование микросборок требует использования специализированного контрольно-измерительного оборудования и оснастки.

Для проведения тестирования микросборок возможно использование стенда функционального контроля Teradyne FLEX. Данное оборудование удовлетворяет требованиям по тестированию устройств от обычной цифровой логики до сложнейших современных СБИС. Автоматизацию процесса тестирования и разбраковки по диапазону

рабочих температур обеспечивает сортировщик микросхем типа CASTLE.

Но даже при использовании данного оборудования процесс испытаний изделий военной техники является длительным и дорогостоящим, однако практически любые затраты на проведение испытаний будут малы по сравнению с общей стоимостью запуска космического корабля. Весь успех комической миссии, в конечном счете, определяется безотказностью работы аппаратуры.

Современный подход к решению проблем, возникающих в процессе обработки и анализа телеметрической информации, полученной при проведении наземных испытаний пилотируемых космических аппаратов

Воеводин А.А.

РКК «Энергия», г. Королев.

В процессе производства космических аппаратов (КА) проводится большое количество различных по сложности испытаний.

Важнейшей составной частью процесса наземных испытаний КА является обработка результатов измерений для подтверждения требуемых характеристик КА. Наиболее значимыми данными о состоянии КА при наземных испытаниях является телеметрическая информация (телеметрия).

Процесс обработки и анализа (оценки) телеметрии при наземных испытаниях КА, применяемый в настоящее время, имеет некоторые слабые места: фильтрация достоверной информации, возможны случаи, когда достоверная информация может быть принята за ложную информацию и наоборот; неприспособленность табличных и графических средств для сравнения полученных результатов, для этого требуется повторно обрабатывать полученную информацию; отсутствие средств статистического анализа информации, накапливающейся в ходе испытаний; неразвитость алгоритмов принятия решений.

Реализация современных методов оценки состояния КА возможна при широком использовании методологии принятия решений на основе фактов, а не только на базе субъективных взглядов специалистов, что предполагает внедрение статистических методов анализа при испытаниях.

Вследствие большой стоимости, времени проведения и ограниченности испытаний, не удается собрать необходимый для классических статистических методов оценивания однородный статистический материал.

Поэтому для получения исследуемых характеристик необходимо использовать накопленную к моменту проведения испытаний

информацию, в том числе теоретические исследования и расчеты, данные испытаний систем-аналогов, формализованный опыт специалистов и т.д.

Все вместе это представляет достаточно серьезную проблему, решение которой должно позволить сократить время на поиск и принятие решения по устранению возникших проблем при наземных испытаниях КА, а также повышение надежности систем и агрегатов КА путем выявления наиболее слабых мест (потенциально опасных участков, с точки зрения надежности).

Отсюда вытекает необходимость в применении нового подхода, построенного на такой модели, которая была бы удобна для нахождения путей решения возникших проблем в процессе испытания сложной технической аппаратуры КА. Подобным условиям удовлетворяет концептуальная модель применения алгоритма статистического анализа, позволяющая по результатам обработки телеметрии полученной при наземных испытаниях сформировать банк данных по всем параметрам, статистику их работы, с возможностью выявления корреляционных связей, на всем этапе испытаний по всем дальнейшим КА.

Предложения по расширению программы исследования Венеры с учетом опыта проектных разработок НПО им. С.А. Лавочкина

Воронцов В.А., Крайнов А.М., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М.,
Хартов В.В.

НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

В настоящее время в Федеральную Космическую Программу России включен один проект «Венера-Д» по созданию космического аппарата для исследования Венеры. Буква «Д» означает - длительные исследования. В результате проведения научно-исследовательских работ в предыдущие два года был определен комплекс научных задач и сформирован проектный облик космического аппарата.

В его состав предполагается включить один-два орбитальных аппарата и спускаемый аппарат, в состав которого в свою очередь входят посадочный аппарат и один-два атмосферных зонда. Это могут быть аэростатные зонды, аналогичные тем, что были созданы для проекта «Вега», или зонды - ветролеты типа «воздушный змей», использующие для полета в атмосфере градиент ветра. Проектная длительность функционирования орбитальных аппаратов составляет два-три года, посадочного аппарата два-три часа, а атмосферных зондов - больше недели. Для аэростатных зондов это предел, который определяется в основном утечками подъемного газа. А вот у зондов - ветролетов такой проблемы нет. Однако, это новое техническое

средство и требуется экспериментальное подтверждение его работоспособности, что является предметом отдельного исследования.

Еще одним этапом длительных и детальных исследований планеты Венера может стать создание сети исследовательских станций на поверхности и создание «флотилии» атмосферных зондов. Совместно с финскими специалистами создан прототип марсианской метеорологической мини станции с использованием технологии надувных тормозных устройств для спуска в атмосфере. Исследуется возможность применения аналогичных технических средств и для изучения Венеры. Французская сторона рассматривала возможность создания осциллирующего аэростатного зонда, который мог бы дрейфовать в облачном слое планеты, периодически меняя высоту дрейфа. Для этой же цели может быть использован и атмосферный зонд - ветролет.

Рассмотрены различные варианты реализации экспедиции с использованием различных технических средств контактных исследований, которые создавались ранее в НПО имени С.А. Лавочкина. Интересно рассмотреть возможности применения, например, устройства типа пенетратор, для внедрения в грунт и определения его состава. Для обеспечения возможности поиска объектов исследования в различных отдаленных точках поверхности посадочный аппарат должен уметь перемещаться. Сформированы схема разворачивания на поверхности и принцип действия такого мобильного аппарата на основе колесного движителя. Однако остро стоит вопрос с длительностью срока службы станции на поверхности планеты из-за проблем, связанных с созданием высокотемпературной электроники. Работы в этом направлении продолжаются.

Ресурсосберегающие технологии с использованием космических средств для железнодорожного пути, в том числе для условий Сибири и Крайнего Севера

Гильмутдинова Е.А., Баранов С.И.
ЦСКБ-Прогресс, г. Самара

Стратегией развития железнодорожного транспорта Российской Федерации до 2030 года предусмотрены разработка и внедрение систем динамического мониторинга состояния инфраструктуры с использованием спутниковых технологий и космических аппаратов, строительство новых железнодорожных магистралей протяженностью около 20 тысяч км в т.ч. в районах Сибири и Крайнего Севера более 30%.

Уже сегодня космические технологии используются для контроля и организации работы восстановительных поездов, при производстве

ремонтных путевых работ. В настоящее время ракетно-космической промышленностью создаются отечественные системы ДЗЗ, не уступающие зарубежным аналогам.

Система мониторинга железнодорожного бесстыкового пути предназначена для:

- мониторинга состояния земляного полотна;
- фиксирования фактического местоположения координат кривых (начало переходной кривой – НПК, вершина круговой кривой – ВКК, конец переходной кривой – КПК) относительно их проектных отметок с высокой точностью;
- выявления и определения местоположения, а также характеристик оползней, обвалов, селей, просадок, карстов, участков эрозии, подтопления и т.д.;
- мониторинга территории строительства новых железных дорог в условиях Крайнего Севера и Сибири.

Разработаны техническое обеспечение и системы управления космическим комплексом.

Современные методы расчета насыпей на устойчивость дают возможность создать земляное полотно с максимальным сроком службы. Методы исследования полотна с использованием средств ДЗЗ позволяют обнаружить деформации и предотвратить их, что очень важно для обеспечения безопасности движения поездов.

Внедрение кластерной технологии и современной космической техники обеспечивает:

- предотвращение схода оползней;
- повышение эксплуатационной стойкости бесстыкового пути в 1,3-1,4 раза;
- обеспечение безопасной перевозки пассажиров и грузов, в том числе в экстремальных условиях Крайнего Севера.

Выбор интервала времени блокировки аварийного выключения двигателя на начальном участке полета первой ступени ракеты-носителя

Гладкий Э.Г., Перлик В.И.

КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

В случае аварии РН на начальном участке полета первой ступени существует высокая вероятность поражения объектов наземного комплекса (НК) КРК, среди которых наибольшему риску подвергается стартовый комплекс (СК). Кроме того, возможно поражение несвязанных с космическими программами населения и объектов, которые могут находиться вблизи космодрома.

Для уменьшения зоны возможного падения аварийных РН на ее борту предусматривается специальная система прекращения полета, обеспечивающая аварийное выключение двигателя (АВД) после достижения контролируемыми параметрами движения РН предельно допустимых значений. Уменьшение зоны возможного падения аварийных РН вследствие использования АВД способствует дополнительному увеличению риска поражения СК. Учитывая это, для повышения сохранности СК на начальном участке полета первой ступени предусматривается блокировка АВД в пределах некоторого интервала времени. Блокировка в случае фиксации аварийного признака, связанного с потерей устойчивости РН, позволяет задержать АВД и дает возможность аварийной РН дальше удалиться от СК.

Сформулирована оптимизационная задача выбора интервала времени блокировки АВД для начального участка полета РН. В ее основе лежит снижение риска поражения СК за счет расширения зоны возможного падения аварийных РН, которое ограничивается допустимым уровнем риска поражения объектов НК и некоторыми предельными размерами опасной зоны для людей.

Предложена математическая модель оценки риска для объектов в околостартовой зоне, которая позволяет учесть различный характер возникающих на борту РН нештатных ситуаций и временную блокировку АВД. Характерным отличием предлагаемой модели является учет неодновременности событий отказа РН и аварии (прекращения штатного процесса выведения) для нештатных ситуаций, связанных с потерей устойчивости. Выдан ряд практических рекомендаций в части использования методики оценки рисков поражения объектов НК и людей при выборе времени блокировки АВД в случае аварии РН на начальном участке полета.

В заключении показано практическое решение задачи выбора времени блокировки АВД на начальном участке полета первой ступени РКН для разрабатываемого КРК «Циклон-4».

Исследование сорбционных свойств углеродных нанотрубок для использования в системах жизнеобеспечения и реабилитации

Гусева М.А., Данилин А.Н., Карандин В.И., Рабинский Л.Н.,

Рожков А.Г., Яновский Ю.Г.

МАИ, ИПРИМ РАН, г. Москва

Работа посвящена актуальной и весьма перспективной для практического внедрения теме об исследовании сорбционных свойств углеродных нанотрубок (УНТ). Как известно, использование наносорбентов в системах жизнеобеспечения и реабилитации позволяет существенно повысить эффективность эффективных методов,

предназначенных для удаления из жидких сред организма токсических веществ различного происхождения. Большое значение при этом имеет скорость и эффективность оперативных процедур. Огромная удельная поверхность наноразмерных частиц, к которым можно отнести УНТ, а также возможность модификации частиц поверхности различными покрытиями для осуществления целевой сорбции открывает широкие перспективы их использования в технических системах для очищения жидких сред человека и иных живых организмов от экзо- и эндотоксинов различной молекулярной массы.

В работе предлагаются технологии синтеза УНТ на основе метода химического парофазного осаждения на железных и кобальтовых каталитических системах. Исследуются структурные свойства полученных нанобъектов, оцениваются их размеры. Сорбционная эффективность УНТ демонстрируется в экспериментах с плазмой крови и лимфы 12 доноров. В качестве контролируемых критериев величины сорбционной ёмкости УНТ использовали биохимические показатели содержания в плазме крови и лимфе их основных постоянных ингредиентов, по уровню концентрации которых можно судить о состоянии клеточного, органного и общего гомеостаза при различных заболеваниях.

В работе показана высокая сорбционная эффективность УНТ по отношению к ряду ингредиентов состава плазмы крови и лимфы. Это позволяет рассматривать УНТ как сорбенты с высокой избирательностью, что представляет значительный интерес для медико-технических приложений.

Дальнейшие исследования предполагают изучение токсических свойств УНТ и разработки эффективных технологий элиминации УНТ с токсинами из биосреды с использованием специальных магнитных ловушек (фильтров).

Работа выполнена при финансовой поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы по лоту «Проведение научных исследований коллективами научно-образовательных центров в области космических систем» (госконтракт № 14.740.11.0154 от 13.09.2010) и Совета по грантам Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых и по государственной поддержке ведущих научных школ (код проекта НШ-64683.2010.8).

Оптимизация построения орбитальных группировок космических систем дистанционного зондирования земли с применением технологии оперативного планирования их целевого функционирования

Дарнопых В.В., Малышев В.В.
МАИ, г. Москва

Современные космические системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) проектируются с учетом многофункциональности своего целевого применения, то есть предоставления потребителям (пользователям, заказчикам и т.д.) широкого спектра космических услуг и информации, например, возможности получения разноформатных снимков территорий земной поверхности или локальных объектов в различных спектральных диапазонах, в любых метео- и условиях освещенности. При этом орбитальные группировки систем могут включать десятки космических аппаратов (КА), расположенных в различных и разновысотных плоскостях, причем допускается наличие двух и более орбитальных сегментов. Оптимизация построения орбитальных группировок систем ДЗЗ необходима для повышения эффективности их целевого функционирования, например, достижения заданной информативности съемок, производительности бортовой целевой аппаратуры КА, оперативности доставки информации либо выполнения иного требования в зависимости от критерия эффективности целевого функционирования системы. В общем случае такая оптимизация представляет собой фундаментальную проблему современной теории управления, которая характеризуется полиномиальной сложностью. Единого подхода к ее решению до настоящего времени не предложено.

Цель доклада – презентация одного из возможных методических подходов к решению указанной проблемы. Он реализует следующую вычислительную схему: 1) выбор начального варианта орбитальной группировки системы; 2) моделирование процесса целевого функционирования системы; 3) оптимизация оперативного плана целевого функционирования системы по заданному критерию; 4) оценка эффективности целевого функционирования системы; 5) изменение параметров орбитальной группировки и переход к этапу 2; 6) параметрический анализ результатов целевого функционирования системы, многократно полученных на этапах 2 - 5, и выбор наиболее предпочтительных параметров ее орбитальной группировки. По сути, данный подход основан на многократном решении задачи оптимизации планирования целевого функционирования системы ДЗЗ с обратной связью, что позволяет варьировать параметры и оптимизировать орбитальную группировку КА. Для автоматизации подхода разработан

специализированный программный комплекс, реализующий модели и методы оптимизации оперативного планирования и анализа эффективности целевого функционирования систем ДЗЗ, ранее представлявшихся и публиковавшихся в работах авторов доклада.

Рассмотрены примеры решения модельных задач оптимизации для орбитальных группировок из 3 – 5 КА наблюдения с проектными параметрами системы «RapidEye», производящих съемку локальных земных объектов. Полученные результаты в докладе представлены и обсуждены.

Доклад подготовлен с использованием результатов научных исследований, проводимых авторами при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 11-08-01278-а).

Синтез комбинированной системы прецизионной стабилизации обсерватории «СПЕКТР УФ»

Бычков И.В., Воронов В.А., Дружинин Э.И., Козлов Р.И., Ульянов С.А.
ИДСТУ СО РАН, г. Иркутск,
Беляев Б.Б., Телепнев П.П., Уляшин А.И.
НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

В докладе представлены результаты поисковых исследований по разработке комбинированной системы высокоточной стабилизации оптического телескопа для проектируемой международной обсерватории «Спектр-УФ», предназначенной для изучения звезд в УФ-диапазоне.

Комбинированная система стабилизации включает разомкнутый и замкнутый контуры. Для расчета *программных управлений*, реализуемых разомкнутым контуром, используется новый *прямой метод*. Программные управления предназначены для высокоточного наведения телескопа на заданную область. Вычислительный алгоритм, численно реализующий прямой метод, хорошо обусловлен и наделяет программные управления некоторыми особыми свойствами. Так при использовании в качестве исполнительных органов (ИО) системы управления телескопом *инерционных маховиков*, прямой алгоритм автоматически эффективно распределяет закон управления по отдельным маховикам в случае их избыточности. При этом вычисленные «прямые» *программные управления* являются малочувствительными к ошибкам данных, нестабильности параметров и к возмущениям среды. Эти полезные качества «прямых» программных управлений» явились основанием привлечения прямого метода к исследованиям по проекту «Спектр-УФ».

Для синтеза закона стабилизации, реализуемого замкнутым контуром, используется новая модификация строгого метода синтеза нелинейных

непрерывно-дискретных систем стабилизации с неопределенностями, основанного на минимизации гарантированной оценки точности, вычисляемой с помощью векторных функций Ляпунова. С использованием этого метода проведен синтез параметров обратной связи в режиме точной инерциальной стабилизации оптической оси телескопа с учетом жесткости конструкции, квантований сигналов по времени и уровню, ошибок измерителей ориентации, погрешностей и ограниченности управляющих моментов исполнительных двигателей-маховиков.

Приводятся результаты численных экспериментов, демонстрирующих качество синтезированной системы стабилизации.

Перспективы развития технологии целевого планирования дистанционного зондирования Земли

Ендуткин С.А.

ЦСКБ-Прогресс, г. Самара

Функционирование космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) «Ресурс-ДК1» на орбите обеспечивается наземной инфраструктурой, включающей наземный комплекс приема, обработки и распространения информации, в состав которого входит комплекс планирования ДЗЗ разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Основная цель планирования работы ЦА ДЗЗ – обеспечить максимальный эффект от целевого применения КА при наиболее полном учете технических возможностей его бортовых систем и «безошибочной» отработке программы управления ЦА. В комплексе текущего планирования для КА «Ресурс-ДК1» автоматизируется процесс выполнения большинства технологических операций по планированию съемки и передачи информации ДЗЗ, в том числе все расчетные задачи, контроль ограничений, формирование параметров управления бортовой аппаратуры. Однако выполнение указанных операций требует значительных затрат времени, поскольку задача отбора объектов съемки возлагается на оператора-человека.

Для КА ДЗЗ «Ресурс-П» сложность задачи планирования съемки и передачи информации ДЗЗ значительно возрастает, что обусловлено изменением состава и характеристик бортовых систем и аппаратуры, при этом возрастает необходимость автоматизированного формирования текущего плана работы ЦА в соответствии с заданными оператором исходными данными. С учетом возросшей сложности задачи планирования предлагается применение специального программного обеспечения оптимизации планов съемки и воспроизведения (СПО ОПСВ) для автоматизированного оптимального планирования работы ЦА при выполнении задач съемки земной

поверхности и воспроизведения записанной информации ДЗЗ на наземные пункты приема информации.

Применение СПО ОПСВ позволит автоматизировать процесс планирования работы ЦА и сформировать оптимальный план работы ЦА, что сократит интервал времени от постановки задачи планирования работы ЦА до выдачи в центр управления полетом КА готовой программы работы ЦА и обеспечит в конечном итоге высокую оперативность решения задач ДЗЗ.

Для повышения эффективности решения практических задач ДЗЗ рассматривается возможность совместного использования КА в составе орбитальной группировки КА: «Ресурс-ДК1» + «Ресурс-П» №1, «Ресурс-П» №1 + «Ресурс-П» №2, что позволит обеспечить высокие по сравнению с одиночными КА показатели производительности, периодичности наблюдения и т.п. в интересах различных групп потребителей за счет комплексирования наблюдений.

Использование закиси азота в малых КА

Закиров В.А., Жанг Х.-ю. и Ли Ж.-ф.

Университет «Цинхуа», Китай

Закись азота (N_2O), общеизвестная как «веселящий газ», может храниться в жидком виде, имея при комнатной температуре относительно высокую плотность 745 кг/м^3 , а также относительно высокое давление насыщенных паров ~ 50 атм. В нормальных условиях закись азота не токсична, не огнеопасна, не агрессивна, а химически стабильна и совместима с материалами конструкции космических аппаратов (КА).

Уникальность свойств закиси азота позволяет расширить область её применения в КА, где она используется пока только в качестве топлива двигательных установок (ДУ). Поскольку из-за особенностей связанных с малыми размерами КА, применение уже существующих систем для маневрирования, терморегулирования и пр. становится малоэффективным, использование закиси азота является не только обоснованным, но и перспективным.

В данной статье перечислены преимущества и возможные применения закиси азота в КА, а также приводятся концептуальные схемы КА использующие закись азота не только в качестве топлива многофункциональной ДУ, но и как рабочее тело терморегулирующего контура.

Алгоритм управления автоматическим подводным аппаратом при мониторинге подводных объектов

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

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

Рассматривается задача выведения автоматического подводного аппарата (АПА) с обходом донного рельефа в заданный район для мониторинга подводных нефте- и газопроводов или при поиске затонувших объектов. Для поиска подобных объектов используется гидролокатор.

Построены математические модели ситуации в целом, модель распространения сигнала гидролокатора в среде, модель движения самого аппарата и модели его подсистем: управления, гидролокации, рулевых приводов, двигателя и др.

Управление и траектория обхода преграды, например, перевод с одной глубины на другую с критерием точности выведения и максимального быстродействия, определяются путем решения задачи оптимального управления с использованием принципа максимума. Особенностью решения задачи оптимизации является использование алгоритма коррекции параметров структуры управления.

Разработаны алгоритмы поиска интересующего объекта на дне в заданном районе. В случае отсутствия обнаружения искомого объекта АПА по программе возвращается в точку старта.

Разработан комплекс имитационного моделирования операции и проведена с его помощью методом статистических испытаний оценка эффективности выведения АПА в заданную область мониторинга в различных вариантах использования.

Результаты имитационного моделирования функционирования АПА, демонстрируют работоспособность созданных моделей, выполнение поставленной задачи с заданной точностью, а также устойчивую работу алгоритмов управления при изменении условий задачи в процессе движения.

Аспекты разработки малых космических аппаратов ДЗЗ в негерметичном бескорпусном исполнении

Вайсоро М.В., Гладилин В.С., Добрушина М.Г., Кавун В.В.,
Москалев С.И., Щудро А.П.

КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

В последние годы имеется тенденция к созданию малых КА ДЗЗ массой до 200 кг, у которых функции корпуса КА (силовую, защитную и радиационную) выполняют корпуса приборов, выполненные в виде

прямоугольных обечаек. Они вместе с торцевыми плитами скрепляются с помощью шпилек в единый пакет, образуя силовой каркас КА. Указанное конструктивное решение позволяет снизить массу КА. Корпуса приборов, укомплектованные электроникой, образуют отдельные рамочные модули, которые с помощью коротких кабелей соединяются электрически. Примером реализации рамочной ККС являются спутники ДЗЗ фирмы SSTL.

Основным недостатком такой ККС является трудность обеспечения требуемой точности взаимного углового положения сканеров и навигационных приборов, которые обычно располагаются с разных сторон металлического корпуса, существенно деформирующегося от неравномерного нагрева Солнцем. Кроме того, такой сборный корпус склонен к расшатыванию. В докладе указаны пути преодоления названных выше проблем, которые были реализованы в КА, разработанных ГП «КБ «Южное» с использованием указанной ККС.

Так, все приборы, требующие точной угловой взаимоувязки, размещены на едином конструктиве – базисном блоке, что избавляет их от влияния температурных деформаций остальной части корпуса и облегчает союстировку этих приборов на базисном блоке, до сборки всего КА. Базисный блок выполнен в формате рамочных модулей и стыкуется с ними общими шпильками, но его торцы закрыты, один – плитой, а другой – плоской фермой. Поэтому он гораздо жестче рамочных модулей. После сборки всего КА требуется только контрольная проверка сохранности взаимного положения отдельных приборов, доступ к которым обеспечен в общей сборке. Сканеры и звездный датчик закреплены на выступающей за пределы рамочных модулей плите базисного блока, подкрепленной подкосами, и располагаются сбоку от пакета рамочных модулей. Также сбоку располагаются и другие приборы, которые крепятся к торцевым плитам КА, выступающим за пределы пакета рамочных модулей.

Для уменьшения температурных перепадов и деформаций КА закрыт с боков четырьмя тепловыми экранами. Для того чтобы экраны не деформировали корпус, они закреплены только к одной из торцевых плит. Прямоугольник из тепловых экранов развернут на 45° к прямоугольнику рамочных модулей, что позволяет в образовавшихся при этом углах разместить крупногабаритные приборы, снизить габариты и массу КА.

Методика формирования требований к облику БЛА

Вититин В.Ф., Калягин М.Ю., Красавин К.В.

МАИ, г. Москва

Цель работы – формирование требований к БЛА на основе имитационного моделирования типовой операции. Под требованиями к облику понимаются: скорость полета БЛА, масса целевого груза, компоновочная схема, условия подхода, точность системы наведения. Формирование требований осуществляется под заданную заранее эффективность применения.

Расчёт эффективности ведётся на базе логико-вероятностного подхода. Решение задачи делится на три этапа:

- Составление физических моделей процессов, необходимых для реализации выполнения целевой задачи БЛА.

- Составление математической модели на основании физических моделей. В качестве математической модели выступает функция алгебры логики (ФАЛ), состоящая из возможных сочетаний событий, приводящих к выполнению целевой задачи БЛА т.е. потери целевым объектом своих функциональных характеристик

- По составленной на 2 этапе ФАЛ выводится вероятностный полином, в котором присутствуют вероятности всех событий, полученные при помощи моделей первого этапа.

Принципы построения графа события «потеря функциональных характеристик объекта» можно представить таким образом:

- Объект представляется в виде совокупности уязвимых областей

- Каждый «лист» графа соответствует какому-либо событию

- Между событиями установлены логические связи

После разработки моделей осуществляется имитационное моделирование для различных вариантов параметров облика БЛА. Моделирование осуществляется путем последовательных приближений с использованием метода Монте-Карло. Полученные результаты позволяют построить поверхность потери функциональных характеристик объекта.

Механизм фильтрации в мембранном фильтре-разделителе системы СРВ-К2М

Бобе Л.С., Астафьев В.Б., Капица А.А., Стерин В.Ф.

НИИХиммаш, г. Москва

В ОАО «НИИХиммаш» разработан статический сепаратор (мембранный фильтр-разделитель) для работы в составе системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги. В мембранном фильтре-разделителе осуществляется полное разделение жидкости и

газа с одновременной аккумуляцией жидкости во влагоудерживающем материале, что обеспечивает прием жидкости с большим расходом. Влагоудерживающий материал распределяет жидкость вдоль двухслойной микропористой полупроницаемой мембраны, и жидкость постепенно отводится в жидкостную полость через мембрану за счет капиллярных сил и перепада давления, вместе с этим происходит фильтрование жидкости.

Ресурс статического сепаратора на основе микропористой мембраны определяется качеством жидкости и реализуемым механизмом фильтрования. Загрязнения в жидкостях имеют полидисперсный характер, поэтому фильтрование может сопровождаться полным или частичным закупориванием пор, образованием над входом в поры рыхлых структур или образованием осадка на поверхности микропористой мембраны.

Были проведены эксперименты, которые выявили механизм фильтрования, реализуемый в мембранном фильтре-разделителе. Для экспериментов использовался фильтровальный пакет, который полностью имитировал состав мембранного фильтра-разделителя. Фильтровальный пакет закреплялся в фильтровальной ячейке; заранее подготовленный имитатор конденсата атмосферной влаги (с разной степенью загрязненности) подавался в фильтровальную ячейку при постоянном давлении и, постепенно профильтровываясь, собирался в мерную емкость. Качество конденсата атмосферной влаги предварительно оценивалось по методике определения постоянной фильтрования, разработанной в ОАО «НИИхиммаш». Измерялось количество прошедшей жидкости и время фильтрования.

Экспериментальные данные анализировались на соответствие различным законам фильтрования. На основании анализа графического представления результатов был сделан вывод о том, что в мембранном фильтре-разделителе при фильтровании имитатора конденсата атмосферной влаги реализуется механизм фильтрования с образованием осадка, что является наиболее благоприятным условием для обеспечения длительного ресурса работы.

В настоящее время продолжаются летно-конструкторские испытания мембранного фильтра-разделителя с одновременным сопровождением на Земле. Экспериментальная эксплуатация аппарата на борту международной космической станции в составе системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги подтверждает длительный ресурс работы сепаратора.

Активная тепловая защита гиперзвуковых летательных аппаратов от аэродинамического нагрева на новом физическом принципе

Керножицкий В.А., Колычев А.В.

БГТУ «ВОЕНМЕХ», г. Санкт-Петербург

Преодолевая сопротивление атмосферы при полете, гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) затрачивает часть энергии топлива на преодоление сопротивления встречного воздуха, что приводит к нагреву внешней оболочки ГЛА. При этом возникает проблема «теплового» барьера.

Существуют множество различных методов активной и пассивной теплозащиты, а также методов возвращающих часть потерь энергии на прохождение сквозь атмосферу ГЛА.

Предлагается ГЛА, в качестве средства преодоления теплового барьера оснащаемый комплексом систем электронного охлаждения на основе прямого преобразования тепловой энергии в электричество. Основой данного комплекса должна явиться система активной термоэмиссионной тепловой защиты (АТТЗ). Таким образом, предлагается концепция, основной особенностью которой является система тепловой защиты на базе явления термоэмиссионного охлаждения с одновременным прямым преобразованием тепловой энергии аэродинамического нагрева в электрическую энергию. При реализации данной концепции носовые части, передние кромки крыла, стабилизаторов и др., то есть наиболее теплонапряженные участки корпуса, испытывающие интенсивный аэродинамический нагрев представляют собой устройства, реализующие способ АТТЗ. Перечисленные выше элементы конструкции в общем случае реализации способа АТТЗ состоят из внутренней и внешней оболочки. При движении в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями внешняя оболочка нагревается до температур, при которых за счет тепловой энергии, приобретенной при аэродинамическом нагреве с ее внутренней поверхности, начинают вылетать горячие электроны. То есть на данном этапе электроны есть носители тепла или «охладители» внешней оболочки, которая является катодом. Таким образом, происходит электронное охлаждение внешней оболочки и реализуется принцип АТТЗ.

В результате проведенных расчетов было получено, что пиковое значение электрической мощности, генерируемой во время работы АТТЗ передней кромки одного крыла при спуске с орбиты ГЛА типа Space Shuttle, превосходит значение в 150кВт при среднем КПД преобразования в 8%.

В ходе расчета производилась также оценка максимальной температуры, достигаемой отдельными участками внешней оболочки из

вольфрама, и выполнялось сравнение с нагревом той же оболочки, но в отсутствии АТТЗ. В результате максимальное значение температуры в каждый расчетный момент спуска с орбиты оказалось намного ниже аналогичных значений для кромки без АТТЗ. Наибольшая разница между ними достигала уровня в 700°К, что говорит о высокой степени эффективности применения АТТЗ в составе крылатых спускаемых аппаратов и авиационно-космических средств выведения.

Влияние насыщения углеродных нанотрубок в полимерной матрице при создании нанокомпозитов

Кошелев Ю.Н.

РКК «Энергия», г. Королёв

Одним из перспективных направлений развития науки и технологии, как в России, так и за рубежом на сегодня является “индустрия полимерных наноматериалов”.

В авиационной и ракетно–космической отрасли существует много задач, имеющих первоочередное значение, например, снижение общей массы конструкций, уменьшение расхода топлива и повышение экономичности летающих объектов, увеличение их прочности, долговечности, безопасности, календарного и рабочего ресурсов эксплуатации.

Представленная статья рассматривает историю возникновения и структуру углеродных нанотрубок (УНТ), свойства и использование нанокомпозитов

В заключении делается вывод, что оптимальная концентрация УНТ в полимере, обеспечивающая максимальные прочностные характеристики нанокомпозита, для каждого конкретного вида наночастиц должна быть единственно возможной и определяется очень малым количеством — в пределах сотых долей процента

Повышение прочностных характеристик композиционных материалов при помощи введения в них наночастиц позволит продлить срок службы изделиям, заменить дорогостоящие металлические элементы, требующие постоянной защиты от коррозии, а в некоторых случаях станет единственно возможным вариантом изготовления исходя из соотношения: цена–прочность–удельный вес – коррозионная стойкость.

Использование алгоритма начальных сигналов для формирования безопасной траектории ракеты

Правидло М.Н., Кузнецова Е.О.

ГосМКБ «Вымпел», г. Москва

В процессе разработки ракет класса «воздух-воздух» необходимо выполнить одно из основных требований – обеспечение тактического

старта ракеты без наложения ограничений на режимы самолета-носителя.

В работе рассматривается разработка алгоритма формирования начальных сигналов на борту самолета-носителя, передаваемых в инерциальную систему управления ракеты по цифровой линии связи. Передаваемые начальные сигналы обеспечивают:

предварительное отклонение рулей в канале крена и в продольных каналах контура стабилизации (КС);

формирование сигнала на создание перегрузки увода в продольных каналах КС.

Указанные мероприятия позволяют формировать безопасную относительную траекторию отделения ракеты от самолета, а также стабилизировать ракету к моменту начала наведения ее на цель.

Применение рассматриваемого алгоритма должно быть основано на достоверных сведениях об аэродинамических интерференционных силах и моментах, действующих в процессе старта на ракету вблизи самолета-носителя. В противном случае задание предварительных отклонений рулевых поверхностей и перегрузок увода может быть недостаточным, или даже чрезмерным для компенсации интерференционных воздействий, в результате чего возможна потеря ракеты и самого носителя.

Об оптимизации формы сверхзвуковых несущих конфигураций при использовании модели идеального газа

Горшков А.Б., Лапыгин В.И., Михалин В.А., Сазонова Т.В.,

Фофонов Д.М.

ЦНИИмаш, г. Королёв

При решении вариационных задач аэродинамики математическая модель взаимодействия потока с поверхностью тела должна быть как достаточно простой для реализации итерационных численных процедур оптимизации, так и достаточно точной в определении аэродинамических характеристик рассматриваемых конфигураций. Такая модель предложена в работе [1] и заключается в использовании формул касательного клина, используются неизвестные параметры k_1 (для коэффициента давления $C_p > 0$) и k_2 (для коэффициента давления $C_p < 0$), определяемые по результатам ограниченного числа расчётов обтекания характерных форм в рамках модели идеального газа.

Однако всегда остаются вопросы о точности определения распределения давления по поверхности тела, его аэродинамических коэффициентах и о справедливости полученного решения.

С другой стороны, использование модели идеального газа в процессе оптимизации связано как с чрезвычайной длительностью расчётов, так и

с невозможностью применения численных методов интегрирования уравнений движения идеального газа при произвольном варьировании координат точек поверхности тела в процессе оптимизации.

В этой связи для численной реализации вариационных методов оптимизации аэродинамической формы тела предложена процедура, включающая четыре стадии: оптимизация формы тела с использованием формул касательного клина; определение распределения давления по поверхности оптимального тела в рамках модели идеального газа; определение коэффициентов k_{1i} и k_{2j} для (i,j) -ых расчётных ячеек на поверхности тела; повторная оптимизация формы тела с использованием формул касательного клина и коэффициентов k_{1i} и k_{2j} .

Представлены результаты применения описанной процедуры при оптимизации крыльев треугольной формы в плане с затупленными кромками.

Проведено сравнение распределений давления по поверхности оптимального тела, полученных с применением описанной процедуры и численного интегрирования уравнений Навье-Стокса.

Анализируется влияние затупления носка и передних кромок на оптимальную форму и аэродинамическое качество.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 09-01-00171а).

Литература:

[1] V.I.Lapygin, A.Yu. Galaktionov, M.N. Kazakov, V.A.Mikhailin, D.M. Fofonov. Trade-off of Aerodynamic Configuration for a Descent Vehicle. Proceedings of the 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), July 1-7, 2007, Brussels, Belgium.

Тенденции повышения надежности и эффективности применения аварийных радиомаяков на воздушном транспорте Российской Федерации, в рамках развития системы второго поколения Коспас-Сарсат и перечня поручений президента Российской Федерации

Лобов А.А., Мороз С.М.

НИИ КП, г. Москва

Система Коспас-Сарсат разработанная для оповещения о бедствии, обнаружения и определения координат морских судов, самолетов, терпящих, бедствие в любой точке земного шара по аварийным сигналам радиомаяков определяет местоположение аварии (используя эффект доплеровского сдвига частоты, с точностью до 1 - 3 км). Дополнительно к независимому определению местоположения аварии системой, радиомаяки в своём аварийном сообщении передают закодированные данные содержащие координаты местоположения определённые ГЛОНАСС/GPS приёмником с точностью до 30 м и

регистрационные данные владельца радиомаяка, включая номера морских судов или самолетов.

В рамках развития системы Коспас-Сарсат и выполнения поручений президента Российской Федерации необходимо повысить надёжность автоматического срабатывания при авиационном происшествии, сократить время выдачи первого сигнала с передачей координат воздушного судна и повышение технического ресурса системы.

В настоящее время зона покрытия низкоорбитальной и геостационарной спутниковой группировки системы Коспас-Сарсат не полностью охватывает поверхность Земли. Установка ретранслирующих устройств на среднеорбитальной группировке спутников (ГЛОНАСС, GPS и GALILEO) должно решить проблему глобального охвата земной поверхности.

Создание демонстрационного прототипа космической солнечной электростанции (КСЭС) мощностью 100 кВт

Райкунов Г.Г., Мельников В.М.

ЦНИИмаш, г. Королёв

В последние годы с всё возрастающей остротой во всём мире, в том числе и в России, встают проблемы энергетического и экологического кризисов, а также проблема управления погодой. Эффективным путём решения этих проблем является создание космических солнечных электростанций (КСЭС) для трансляции электроэнергии наземным потребителям и электроснабжения в перспективе энергоёмких производств в космосе.

В США кооперация в составе Локхид-Мартин, Боинг, JPL, Центра Маршалла, Центра Гленна, а также ряда университетов, планирует создать коммерческую КСЭС гигаваттного уровня к 2016г. для открытия рынка «космического электричества». Китай намерен участвовать в этом рынке. Группа японских корпораций во главе с Mitsubishi Corporation планирует построить аналогичную КСЭС к 2025г. в рамках проекта Solarbird. Общая стоимость КСЭС оценивается в 24 млрд. дол. Аварии сразу на 3-х атомных японских электростанциях в марте 2011г. инициировали рост внимания общественности и правительства к разработке КСЭС не только в Японии, но и в других странах. Корея и страны Евросоюза участвуют в проблеме.

Время и финансовые затраты, необходимые для создания КСЭС гигаваттного класса, определяются выбором общей схемы, элементной базой, наличием опыта создания ключевых элементов, научно-техническим заделом по ним, а также эффективностью поэтапного подхода к созданию КСЭС. Поэтапность заключается в создании прототипов КСЭС с последовательно возрастающей размерностью для

подтверждения принятых решений и набора опыта по их реализации. Представляется целесообразным, как это принято в Японии, провести отработку сначала на Земле устройств на мощность 1-10 кВт, затем в космосе последовательно на 10 кВт, 100 кВт и 1-10 МВт с трансляцией энергии на Землю.

Предлагаемый Проект решает задачу создания прототипа КСЭС мощностью 100 кВт и использует в качестве базового КА ТКГ «Прогресс».

Целями проекта являются:

- создание научно-технического и технологического заделов в области космической солнечной энергетики для создания в перспективе КСЭС гигаваттного класса как эффективного пути решения проблем глобального энергетического и экологического кризисов и управления погодой;
- создание инновационных продуктов;
- подготовка к вхождению в международный рынок «космического электричества».
- Решаемые задачи проекта:
- разработка, изготовление, наземная отработка и вывод в космос прототипа КСЭС;
- трансляция СВЧ-сигнала из космоса на наземную ректенну.

Результатами проекта будут:

- развитие уникального российского опыта в создании бескаркасных центробежных крупногабаритных конструкций для снижения стоимости КСЭС, удобства наземной и орбитальной отработки, возможности управления в пространстве на гироскопическом принципе;
- приложение элементной базы современной силовой электроники и радиолокационной техники к задачам КСЭС;
- качественное повышение функциональных возможностей космических средств нового поколения, в том числе для экспедиции на Марс, лунных баз и др.;
- новые технологии, в том числе автоматизированное раскрытие крупногабаритных центробежных конструкций на орбите и управления СВЧ-лучом с помощью пилот сигнала с ректенны.

Окончание проекта планируется на 2016 г.

Снижение веса бортовой кабельной сети космических аппаратов и ракет-носителей

Михайлов В.А.

Завод «Чувашкабель», г. Чебоксары

Электрическая сеть ЛА представляет собой сложную разветвленную систему, содержащую большое количество проводов, общая длина которых может достигать нескольких сот километров. Для ракет-носителей это может составлять до 30 % от веса изделия. Такое количество жгутов приводит к росту трудоемкости проектирования, изготовления и монтажа электрической сети. Например, для современных ЛА она составляет в среднем 20-25% от общей трудоемкости.

Таким образом, вытекает необходимость не просто снижения веса кабельной бортовой сети, а снижение веса без потерь в надежности и функциональности изделий.

Облегченные экраны и эффективность их экранирования.

В настоящее время на рынке предлагается достаточно большая номенклатура облегченных (по сравнению с ПМЛ ТУ 4833-002-08558606-95) плетенок. При всех преимуществах облегченных плетенок по сравнению с ПМЛ по массе, остается открытым вопрос по эффективности их экранирования. Основным требованием по экранированию заложенным в нормативных документах на кабели и провода (ГОСТ, ОСТ, ОТУ) является требование по минимальной плотности оплетки (не менее 70 %). Эффективность экранирования обеспечиваемая выполнением данного требования сильно различается в зависимости от вида кабельного изделия. При этом каждый производитель плетенок предоставляет свои данные по эффективности экранирования. Разработанные ОАО «Завод «Чувашкабель» плетенки марки ПМЛ-0,06 ТУ 16.К05-045-2011 не уступают по эффективности экранирования плетенкам марки ПМЛ ТУ 4833-002-08558606-95, при этом легче почти в 2 раза и не уступают им по стойкости к внешним воздействующим факторам.

ОКР «Алюминий» - разработка провода монтажного с комбинированной изоляцией с облегченным экраном

Провода монтажные низковольтные предназначены для внутреннего монтажа электрических приборов и радиоэлектронной аппаратуры и работы при напряжении 250 В переменного тока частоты до 10000 Гц или 350 В постоянного тока и температуре от минус 150 до плюс 200 °С.

ОКР «Напряжение» - разработка провода монтажного с комбинированной изоляцией на напряжение 380 В.

Провода предназначены для подвижного и фиксированного монтажа внутриблочных, межблочных, внутриприборных и межприборных

соединений в электронных и электрических устройствах на номинальное переменное напряжение 380 В частотой до 10 кГц и постоянное напряжение 550 В.

Данная серия проводов при сохранении массогабаритных характеристик проводов типа МК 26-14 позволяют передавать токи большей плотности за счет повышения рабочего напряжения.

Анализ конструктивно-технологических решений складывающихся рулей с учетом требований аэроупругой устойчивости

Неделин В.Г.

МАИ, г. Москва

Одним из возможных ограничений, накладываемых на конструкцию аэродинамического руля, является способ старта беспилотного летательного аппарата (БЛА), в частности, контейнерный способ старта БЛА класса «поверхность-воздух» обуславливает применение складывающихся рулей. Кроме того, в зарубежной литературе неоднократно высказывались идеи создания летательных аппаратов с изменяемыми геометрическими размерами для создания на каждом участке полета наиболее оптимальной конфигурации.

При решении задачи структурно-параметрической оптимизации руля известными считаются: внешняя геометрия, условия закрепления к корпусу БЛА, расчетные режимы полета, функциональные и конструктивно-технологические ограничения. В случае проектирования складывающегося руля при определении внешней геометрии необходимо учесть наличие механизма складывания. На этапе отыскания эталонного теоретического решения (ЭТР) необходимо выработать ряд требований, предъявляемых к этому механизму. Таким образом, ЭТР будет представлять собой не только оптимальный закон распределения массы, но и перечень требований, налагаемых на механизм складывания. На следующем этапе необходимо сформировать множество конструктивно-технологических решений (КТР), удовлетворяющих требованию работоспособности конструкции и требованиям, предъявляемым к механизму складывания. Формирование альтернативных КТР может происходить как благодаря использованию различных механизмов складывания при неизменных технологических характеристиках самих рулей, так и путем варьирования технологических характеристик всех составляющих. Из всех КТР выбираются наиболее близкие по массе к ЭТР. Они подвергаются дальнейшей проработке, а выбор наилучшего КТР основывается на интегральной оценке свойств каждого варианта.

Для исследования аэроупругой устойчивости конструкции складывающегося руля возможно применение двух подходов: анализ

колебаний составных частей с последующим объединением их в более сложную модель или создание модели нескладывающейся руля с приведенными характеристиками, поведение которого соответствовало бы поведению складывающейся руля. Решив задачу определения приведенных характеристик, можно попытаться выработать ряд дополнительных ограничений на параметры складывающейся руля, которые, в свою очередь, можно использовать на этапе выбора рационального КТР. Таким образом возможно учесть влияние характеристик каждого КТР руля на его аэроупругую устойчивость.

Использование технологии надувных тормозных устройств в конструкции спускаемых аппаратов. Современное состояние и перспективы развития

Алексашкин С.Н., Острешко Б.А., Пичхадзе К.М.
НПО им.С.А. Лавочкина, г. Химки

Значительное количество космических научных экспедиций включает посадку на поверхности небесных тел с атмосферой. Основной задачей атмосферного участка движения спускаемого аппарата является снижение гиперзвуковых скоростей на входе в атмосферу до допустимых посадочных величин. Рассматриваемый этап является одним из наиболее ответственных, поскольку характеризуется большими динамическими и тепловыми нагрузками, действующими на конструкцию, и в случае неудачи ведет к гибели аппарата.

Основную нагрузку со стороны набегающего потока, воспринимает лобовой экран (ЛЭ) спускаемого аппарата. В настоящее время используются полностью жесткие лобовые экраны. Посадочные скорости таких аппаратов, при использовании дополнительных устройств, таких как парашют, находятся в диапазоне допустимых посадочных скоростей. Однако, для спуска относительно больших масс полезной нагрузки требуется применение жестких ЛЭ больших габаритов и многокаскадных парашютных систем. В данной ситуации альтернативой могут служить спускаемые аппараты с надувными тормозными устройствами (НТУ) в составе конструкции лобового экрана. Подобные аппараты были впервые разработаны и испытаны в НПО им. С.А.Лавочкина.

В настоящем докладе представлен краткий обзор разработанных экспериментальных аппаратов с надувным тормозным устройством, которое представляет собой мягкую, наполняемую газом, оболочку. Рассмотрены как аппараты разработанные и изготовленные НПО им. С.А.Лавочкина, так и аппараты иностранного производства.

Рассмотрены преимущества и недостатки аппаратов рассматриваемой конструкции в сравнении с СА с полностью жесткими лобовыми экранами и дополнительными средствами торможения.

Приводятся примеры перспективного использования НТУ в качестве средства торможения полезной нагрузки в атмосфере различных небесных тел. Показано, что при должном уровне развития, аппараты с надувными тормозными устройствами способны решить ряд актуальных задач спуска и торможения в атмосфере.

Оптимальный переход спутника с одной орбиты на другую с учетом неэффективных затрат топлива

Пегачкова Е.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача перехода космического аппарата с низкой круговой орбиты на геостационарную (ГСО). В [1] была поставлена и решена задача об оптимальных плоских переходах между эллиптическими компланарными орбитами. Если величину тяги считать ограниченной, то решение задачи аппроксимируется элементами последовательности, состоящими из двух систем активных участков: включение двигателя с максимальной тягой в окрестности перицентров и серия апоцентрических активных участков до выхода на ГСО. Чем короче промежутки работы двигателя при каждом включении, тем больше таких включений необходимо сделать, однако общие затраты топлива при этом уменьшаются. В пределе получаем бесконечную последовательность импульсных включений двигателя с максимальной тягой в окрестностях перицентров и апоцентров, при этом общее время стабилизации неограниченно возрастает. Разумеется, что это управление, практически не реализуемое, является абстрактным решением, показывающим предельные возможности (экономии топлива).

Предлагается рассматривать задачу в классе логико-динамических систем (ЛДС) [2], учитывая, что каждое включение реактивного двигателя от его запуска до достижения максимальной тяги представляет собой мгновенный переходный процесс и сопровождается неэффективным расходом топлива. Добавляя в критерий качества соответствующие штрафные слагаемые за включение (и выключение) двигателя, получаем задачу, в которой определяется оптимальное (конечное) количество запусков двигателя. Такая постановка задачи ближе к практике, чем классический вариант. На основе необходимых условий оптимальности ЛДС разработана методика приближенного решения. Результаты расчетов показали, что при заданном времени окончания в классической постановке [1], т.е. без

учета неэффективных затрат топлива, оптимальный процесс имеет 18 активных участков. Решая задачу в классе ЛДС, т.е. предполагая, что на каждом активном участке 5% топлива расходуется неэффективно, получаем оптимальный процесс с 6 активными участками. Расход топлива без учета неэффективных затрат топлива незначительно превосходит расход топлива, полученный при решении задачи в классической постановке. Однако, если в обеих постановках учитывать неэффективный расход, то экономия топлива в классе ЛДС, по сравнению с классическим вариантом составляет более 1 т.

Литература

1. Гурман В.И. Вырожденные задачи оптимального управления. – М.: Наука, 1977.

2. Бортаковский А.С. Необходимые условия оптимальности управления логико-динамическими системами // Известия РАН. Теория и системы управления, 2007, №6. Экспертное

Оперативный сетевой мониторинг ГЛОНАСС в ИАЦ ФГУП ЦНИИмаш

Платонов С.А., Готов В.Д.
ЦНИИмаш, г. Королёв.

В докладе представлена система мониторинга ГЛОНАСС, функционирующая в Информационно-аналитическом центре (ИАЦ) координатно-временного и навигационного обеспечения ФГУП ЦНИИмаш.

Представленная система выполняет оперативный мониторинг ГНС ГЛОНАСС по сети станций. Сеть образована из станций, входящих в состав сетей СДКМ, IGS, TRIGNET, EUREF. Конфигурация сети обеспечивает глобальное покрытие Земли зонами видимости КА ГЛОНАСС, что позволяет выполнять непрерывный мониторинг каждого спутника практически в режиме реального времени. Исходными данными для мониторинга являются наблюдения спутников ГЛОНАСС, выполненные на станциях сети, а именно: кодовые измерения (на двух частотах, по стандартному и точному коду) и оперативные эфемериды. Приём исходных данных осуществляется через NTRIP-сервера. Это позволяет получать данные в режиме, близком к реальному времени (задержка – около 1-3 секунд).

Контролируемыми параметрами в мониторинге являются:

- наличие радионавигационного сигнала;
- наличие оперативных эфемерид и признак пригодности;
- эквивалентная пользовательская ошибка дальности UERE (User Equivalent Range Error) – ошибка кодовых измерений для каждого спутника (вычисляется по измерениям C1, P1, P2).

Контроль данных параметров позволяет оперативно выявлять сбои в работе спутников, штатные и нештатные изменения состава орбитальной группировки (ОГ). Информация о состоянии КА и ОГ ГЛОНАСС в оперативном режиме представляется всем потребителям на сайте ИАЦ КВНО (<http://glonass-iac.ru/>).

Кроме того, в реальном времени для каждой станции непрерывно решается координатно-временная задача абсолютным методом, что позволяет оценить для каждого приёмника такие параметры как:

- предельная погрешность местоопределения;
- СКО определения координат и поправки часов приёмника к UTC (SU);
- GDOP, PDOP, TDOP.

Оценка данных параметров позволяет оценить точностные характеристики системы ГЛОНАСС для широкого круга пользователей, в том числе – при использовании приёмников различных модификаций для разных регионов Земли.

Представляемая система мониторинга внедрена в ИАЦ ФГУП ЦНИИмаш, позволяет непрерывно контролировать состояние системы ГЛОНАСС и обеспечивать информационную поддержку потребителей данными о текущих параметрах навигационного поля ГЛОНАСС.

Научно-методический аппарат оценки технического состояния и безопасности эксплуатации агрегатов подвижного технологического оборудования наземных комплексов при продлении сроков их эксплуатации

Сизанов А.В., Сова А.Н.

ЦЭНКИ, КБ «Мотор», МАДИ, г. Москва

В современных условиях актуальным является продление сроков эксплуатации агрегатов подвижного технологического оборудования наземных комплексов.

При этом повышается значимость разрешения противоречия между необходимостью обоснованного продления сроков эксплуатации агрегатов подвижного технологического оборудования наземных комплексов с учетом их технического состояния и безопасности эксплуатации и отсутствием научно обоснованного и разработанного научно-методического аппарата оценки технического состояния и безопасной эксплуатации агрегатов подвижного технологического оборудования наземных комплексов при продлении сроков эксплуатации.

С целью разрешения указанного противоречия были получены следующие научные результаты:

1) математическая модель вероятности нахождения критичного элемента агрегата подвижного технологического оборудования наземного комплекса в состоянии с предпосылкой к происшествию;

2) математическая модель показателя безопасной эксплуатации агрегатов подвижного технологического оборудования наземного комплекса при продлении сроков службы в послегарантийном периоде эксплуатации;

3) математическая модель показателя надежности агрегата подвижного технологического оборудования наземного комплекса при продлении сроков службы в послегарантийном периоде эксплуатации;

4) методика оценки технического состояния и безопасности эксплуатации агрегатов подвижного технологического оборудования наземного комплекса с продленными сроками эксплуатации;

5) методика неразрушающего контроля технического состояния металлоконструкций агрегатов подвижного технологического оборудования наземного комплекса при продлении сроков эксплуатации;

6) практические предложения по формированию способов и средств мониторинга технического состояния агрегатов подвижного технологического оборудования наземного комплекса с продленными сроками эксплуатации.

Реализация полученных результатов позволяет сократить расходы при продлении сроков эксплуатации агрегатов подвижного технологического оборудования наземных комплексов с учетом особенностей их совместного функционирования в составе наземных комплексов в послегарантийном периоде и признаков предельно допустимых состояний критичных элементов их конструкций.

Центробежный малогабаритный разделитель для систем регенерации воды на космической станции

Бобе Л.С., Кирюхин А.В., Смирнов А.Ю., Рыхлов Н.В., Солоухин В.А.

НИИХиммаш, г. Москва,

Андрейчук П.О.

РКК «Энергия», г. Королев

Одной из основных технических проблем работы регенерационных систем водообеспечения является необходимость разделения фаз газ-жидкость в условиях невесомости. Жидкость в системы регенерации воды транспортируется воздухом. В связи с тем, что в условиях невесомости отсутствует гравитационный механизм разделения фаз газ-жидкость, при сепарации жидкости из газожидкостного потока используются силы поверхностного натяжения и инерционные силы. Выбор метода сепарации зависит от расхода газожидкостного потока,

соотношения фаз, свойств жидкости и целевого назначения отделяемой жидкости. Так как в системах регенерации воды технологические процессы осуществляются в жидкой фазе, необходимо, как правило, полное отделение жидкости от газа. В докладе рассмотрен малогабаритный центробежный разделитель. Газожидкостная смесь поступает в аппарат и закручивается за счет сил трения. Отделенная жидкость перемещается за счет центробежных сил в зону максимального радиуса и образует жидкостное кольцо. За счет избыточного давления возникающего в центробежном поле, жидкость выводится из аппарата (например, черпаковым насосом). Газ освобождается от жидкости, выводится из аппарата через центральную полость.

Проведен гидродинамический расчет аппарата, предложены устройства вывода отсепарированной жидкости из разделителя и приведены результаты лабораторных испытаний разделителя с этими устройствами в режимах периодической подачи газожидкостной смеси и непрерывной подачи жидкости с включениями воздуха.

Разделитель принимает поток с расходом воздуха до 10 л/мин и содержанием в потоке от 0 до 100% и с расходом жидкости до 65 л/ч при частоте вращения ротора 1500 об/мин и расходом жидкости до 80 л/ч при 2000 об/мин. Слив отсепарированной жидкости без воздушных включений обеспечивается электромагнитным клапаном, открытие и закрытие которого управляется датчиками давления, контролирующими уровень жидкости в разделителе. Энергопотребление разделителя 20 Вт при частоте вращения ротора 1500 об/мин и 26 Вт при 2000 об/мин.

Об особенностях динамики сближений КА с фрагментами космического мусора в области геостационарных орбит

Иванов В.М., Соколов Н.Л., Захаров П.А.

ЦНИИмаш, г. Королев

Известно, что популяция космического мусора в области геостационарных орбит (ГСО) составляет около 1,5 тыс. объектов, что представляет угрозу столкновения с космическими аппаратами (КА).

В настоящее время на ГСО действует группировка КА различных государств. С 2011 года функционирует российский спутник «Электро-Л».

Предполагается, что КА проработает 10 лет, снабжая российских и зарубежных потребителей данными для анализа и прогноза погоды, контроля чрезвычайных ситуаций, мониторинга климата и окружающей среды и т.д.

Прогнозирование и выявление опасных сближений КА с фрагментами космического мусора осуществляется средствами автоматизированной

системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП) при головной роли ЦУП ЦНИИмаш.

Анализ эволюции движения неуправляемых космических объектов (КО) в области ГСО позволяет выявить следующие особенности изменения параметров орбиты по времени. Поскольку геостационарная орбитальная плоскость не совпадает с плоскостями орбит Земли и Луны, гравитационные силы этих тел действуют таким образом, чтобы переместить КО с их экваториальных орбит, постепенно увеличивая орбитальное наклонение объектов. В связи с некруговой формой земного экватора часть КО медленно перемещаются к одной из двух точек устойчивого равновесия вдоль экватора. В результате осуществляется восточно-западная либрация (дрейф вперед и назад) КО относительно этих точек и возникает опасность их столкновения с другими геостационарными спутниками.

Учитывая выявленные особенности были определены основные параметры либрационного движения различных геостационарных КО, представляющих опасность столкновений с КА и получен долгосрочный прогноз сближения КО с КА «Электро-Л».

Проведенные исследования позволяют сделать следующие основные выводы:

- для КО, дрейфующих в области ГСО разработаны аналитические зависимости расчета среднесуточного дрейфа и долгот подспутниковых точек объектов;
- несмотря на достаточно большое количество КО, имеющих теоретическую возможность столкновения с КА «Электро-Л», учет прогноза их движения позволяют определить ориентировочные даты опасных сближений;
- показано, что с января по октябрь 2011 года зарегистрировано лишь одно сближение КА «Электро-Л» с КО на расстояние около 50 км.

Анализ сложных схем полета к Сатурну с использованием гравитационных маневров и импульсов скорости в глубоком космосе

Константинов М.С., Мин Тейн
МАИ, г. Москва

Идея гравитационного маневра реализована уже давно. Но использование только этой идеи во многих случаях не позволяет выполнить энергетически сложные межпланетные космические маневры. По этой причине в настоящее время активно анализируется возможность использования дополнительных импульсов скорости в глубоком космосе совместно с использованием активных

гравитационных маневров. Заметим, что в проекте «Кассини» использовались импульсы скорости в глубоком космосе.

В данной работе анализируются сложные схемы полета к Сатурну для ближайших окон запуска с использованием гравитационных маневров и дополнительных импульсов скорости в глубоком космосе. При этом исследуемая транспортная задача формулируется как задача безусловной минимизации функции большого числа переменных. Минимизируемым функционалом задачи рассматривается суммарный импульс скорости, обеспечивающий отлет КА от Земли и все активные маневры, как в глубоком космосе, так и в окрестности планеты назначения и при гравитационных маневрах. Дата старта, время перелета от планеты к планете, моменты времени осуществления импульсов скорости в глубоком космосе и, наконец, компоненты векторов гиперболических избытков скорости отлета от планет рассматриваются выбираемыми параметрами оптимизируемой схемы полета.

Для решения сформулированной оптимизационной задачи используются методы глобальной (метод роя частиц) и локальной (последовательное квадратичное программирование) оптимизации. Оптимизируются четыре сложные схемы полета к Сатурну:

- Земля – Юпитер – Сатурн;
- Земля – Марс – Юпитер – Сатурн;
- Земля – Венера – Земля – Юпитер – Сатурн;
- Земля – Венера – Венера – Земля – Юпитер – Сатурн.

Проводится сравнительный анализ оптимизированных схем полета. Выбрана наилучшая из схем. Для этой схемы представлены основные характеристики траектории.

Перспективы использования солнечной энергии для создания высотных беспилотных самолетов

Трофименко А.П.

КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

Первый полет самолета Sunrise 1 на солнечных батареях 4 ноября 1974 года заставил создателей беспилотной авиационной техники обратить внимание на новый источник энергии для движения аэродинамических летательных аппаратов – лучи Солнца. В отличие от традиционных двигателей внутреннего сгорания, мощность (тяга) которых уменьшается с увеличением высоты полета примерно пропорционально плотности атмосферы, поступающая к самолету солнечная энергия возрастает с увеличением высоты полета, достигая максимума на больших высотах, при этом также улучшается ее спектральный состав. Эти особенности открывали перспективы

создания аэродинамических летательных аппаратов для длительных полетов на большей высоте, чем могли обеспечить самолеты с традиционными двигателями внутреннего сгорания.

Прогресс в таких областях техники как фотоэлектрические преобразователи солнечной энергии, новые материалы, аккумуляторы электроэнергии, бесколлекторные электродвигатели, позволил существенно улучшить технические характеристики самолетов на солнечных батареях.

В докладе приведены основные требования, предъявляемые к высотным самолетам на солнечных батареях, результаты расчетов зависимости требуемой нагрузки на крыло от высоты полета при различных значениях удельной мощности солнечных батарей, скорости полета.

На основе анализа влияния характеристик основных агрегатов самолета на его летно-технические данные и прогноза их улучшения в ближайшем будущем обрисован облик перспективного аппарата на солнечных батареях.

**О специализированном программном комплексе для
моделирования и оценки эффективности целевого
функционирования космических систем дистанционного
зондирования земли**

Усовик, И.В., Дарнопых В.В.
МАИ, г. Москва

В настоящее время при решении задач проектирования космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) необходимо учитывать большое количество различных ограничений, связанных с баллистическим построением орбитальной группировки системы, параметрами бортовой аппаратуры космических аппаратов (КА), а также различными заявками, поступающими в систему на реализацию. Для выбора оптимальных параметров построения системы ДЗЗ необходимо проводить комплексный параметрический анализ ее целевого функционирования, для чего требуется специализированное программное обеспечение.

Цель доклада – презентация программного комплекса, позволяющего проводить моделирование процесса целевого функционирования космической системы ДЗЗ и оценивать ее эффективность по одному из показателей, выбранному в качестве критерия предпочтения. В общем случае параметрический анализ функционирования системы ДЗЗ можно провести на основе результатов решения следующих задач:

1) анализа эволюции орбит КА, позволяющего сделать выводы о вековых уходах каждой орбиты на длительных интервалах времени;

2) анализа периодичности покрытия зонами обзора бортовой целевой аппаратуры КА различных земных территорий, включая и локальные объекты, так называемой периодичности наблюдения.

Для решения указанных задач в программном комплексе реализованы численно аналитические модели эволюции орбит КА и имитационная модель орбитального движения КА в оскулирующих элементах и целевого функционирования всей орбитальной группировки, позволяющая проводить расчет периодичности наблюдения.

В докладе дано описание порядка работы с программным комплексом на примере решения модельной задачи применительно к орбитальной группировке из 4 КА ДЗЗ, расположенных на одной орбите (близкая к круговой, большая полуось – 7080 км, наклонение – 98,4 градуса, долгота восходящего узла – 0 градусов), разнесенных на 90 градусов по аргументу широты и оснащенных гиперспектрометрами с углом обзора в 10 градусов. Анализ эволюции орбиты показал, что на интервале возможного активного функционирования системы ее высота не уменьшается, более чем на 60 км. Параметрический анализ целевого функционирования системы показал, что исследуемая орбитальная группировка позволяет наблюдать не реже, чем один раз в двое суток на территории России различные процессы в надир, с периодичностью в $\frac{1}{4}$ обращения КА по орбите. Полученные результаты в докладе представлены и обсуждены.

Доклад подготовлен с использованием результатов научных исследований, проводимых авторами при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 11-08-01278-а).

Перспективы исследования планеты Венеры с помощью воздухоплавательных аппаратов новых схем

Учватов В.И., Учватова В.П.

НПО им. С. А. Лавочкина, г. Химки; МАИ, г. Москва

Широкий диапазон параметров, характеризующих свойства атмосферы планеты Венера и рейтинг научных задач, регламентирует, как проектные решения реальных направлений исследований, так и соответствующий подбор материалов для создания уникальных воздухоплавательных аппаратов - аэростатов.

По результатам обсуждения научных проблем основные научные интересы программы исследований планеты связаны с изучением, так называемой, «суперциркуляции» её атмосферы и вариациями химического состава атмосферы по высоте.

Исходя из этих поставленных задач исследования, наиболее оптимальным представляется:

- использование одиночных аэростатов дрейфующих в диапазоне выбранных высот, схематично выполненные, либо как аэростаты с оболочками сверхдавления, либо как аэростаты, снабжённые системами, обеспечивающими стабилизацию по высоте дрейфа за счёт схем с использованием балластной жидкости (жидкостей) с фазовым переходом при температурах в зоне стабилизации высоты дрейфа;

- использование группы малых радиационных аэростатов, снабжённых элементами для фиксации их пространственного положения (аэростаты могут быть снабжены радиоотражателями или радиомаяками).

Для диапазона высот с температурами среды до 150⁰С могут быть использованы традиционные материалы, а для высот с температурами окружающей среды до 450⁰С оболочка аэростата должна выполняться из теплостойких, но нетрадиционных материалов типа «каптон», сборка изделий из которого связана с некоторыми проблемами технологического характера.

Наиболее перспективными являются, так называемые, радиационные аэростаты, однако отечественный опыт создания таких аппаратов весьма ограничен.

Надёжность, простота и очень продолжительное время функционирования радиационного аэростата «компенсируются» сложностью тепловых расчётов, необходимостью иметь информацию о пространственных радиационных тепловых потоках в зоне полёта и радиационных характеристиках (поглощения, пропускания и отражения) материалов оболочки.

Комплексное решение задач создания радиационного аэростата должно включать в себя оптимизацию формы купола-оболочки и выбора соотношения подъёмной силы аэростата и величины полезной нагрузки.

О некоторых свойствах оптимальных замкнутых маршрутов полета легкого самолета с учетом прогноза ветра

Фам С.К., Моисеев Д.В.

МАИ, г. Москва

Активная разработка и широкое использование легких самолетов, мотодельтапланов и легких беспилотников обуславливает интерес к задачам формирования оптимальных маршрутов полёта таких аппаратов. В частности, представляет интерес задача оптимального в том, или ином смысле облета группы точечных объектов с известным местоположением по замкнутому маршруту. Трактовка такой задачи как задачи коммивояжера известна [1]. Особенностью обсуждаемой в докладе постановки является необходимость учета ветра, поскольку воздушная скорость рассматриваемых аппаратов сравнительно

невелика. В результате, под оптимальным решением задачи маршрутизации полета как задачи коммивояжера понимается замкнутый маршрут, связывающий набор точек с известным местоположением и соответствующий минимальной продолжительности полета с учетом прогноза ветра по маршруту.

Для легких летательных аппаратов характерны сравнительно небольшой радиус действия и непродолжительный по времени полет. Это позволяет использовать в качестве прогностической модели ветра такой ее простейший вариант, когда направление и скорость ветра полагаются постоянными для всей зоны и времени полета и соответствующими характеристикам ветра в точке старта.

Естественный интерес представляет вопрос о том, в какой мере оптимальное решение задачи маршрутизации чувствительно к изменению характеристик ветра. Впервые на существование областей постоянства решений задачи маршрутизации как задачи коммивояжера было указано в [2]. Там же были отмечены определенные свойства этих областей. В данной работе продолжены исследования этих свойств. В частности, получены их строгие доказательства. Оказалось, что эти свойства справедливы не только для оптимальных замкнутых маршрутов, но и для любых замкнутых маршрутов при учете действия постоянного по своим характеристикам ветра.

В докладе приведены примеры областей постоянства решений задачи маршрутизации как задачи коммивояжера. Показано, что анализируя вид этих областей, можно на качественном уровне судить о чувствительности оптимальных решений задачи маршрутизации к изменению характеристик прогнозируемого ветра. Как пример возможного практического применения данных областей показано как с их помощью формировать требования к точности прогноза характеристик ветра при планировании маршрута полета.

Литература:

1. Подлипьян П.Е., Максимов Н.А. Комбинированный алгоритм решения транспортной задачи в системе планирования полета группы беспилотных летательных аппаратов //Тезисы докладов 9 Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2010» - СПб: Мастерская печати, 2010. – С. 138-139.

2. Моисеев Д.В. Анализ устойчивости оптимальных маршрутов полета БПЛА с учетом прогноза ветра // Труды XVII Международного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» - СПб: РИЦ ГУАП, 2008. – С. 172.

Перспективы применения алюминиевых сплавов, легированных скандием, в авиакосмической отрасли

Филатов Ю.А.

ВИЛС, Москва

Легирование алюминиевых сплавов скандием положительно влияет на комплекс их свойств. Наибольший эффект от добавки скандия наблюдается в сплавах системы алюминий-магний. Добавка десятых долей процента скандия в деформируемые сплавы системы Al-Mg позволяет повысить их прочностные свойства, особенно предел текучести, сохранив такие их важные достоинства, как высокая коррозионная стойкость, хорошая свариваемость и отсутствие необходимости в закалке и последующем старении.

На основе системы Al-Mg-Sc в ВИЛСе разработан ряд деформируемых сплавов, наиболее прочным из которых является сплав 01570, имеющий плотность $2,65 \text{ г/см}^3$ и содержащий 6% магния и добавки марганца, скандия, циркония и некоторых других элементов (патент РФ №2081934). Предел текучести массивных полуфабрикатов из сплава 01570 в отожженном состоянии составляет от 250 до 300 МПа. Предел текучести отожженных листов до 350 МПа. Сплав может использоваться для силовых, преимущественно сварных, элементов конструкции космического аппарата.

Усовершенствованный вариант сплава 01570 с повышенной циклической трещиностойкостью получил марку 1570С (патент РФ № 2233345). Предел текучести отожженных листов из сплава 1570С составляет 330 МПа, скорость роста усталостной трещины при величине ΔK , равной $31,2 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$, и коэффициенте асимметрии цикла, равном 0,1, составляет около 2 мм/цикл, что находится на уровне лучших авиационных алюминиевых сплавов. Сплав 1570С может рассматриваться как перспективный материал для сварных герметичных отсеков космического корабля, а также для силового набора и обшивки фюзеляжа самолета.

Для сварных конструкций космических аппаратов, работающих на криогенном топливе, может применяться сплав 1545К системы Al-Mg-Sc, имеющий плотность $2,67 \text{ г/см}^3$ и содержащий 4,5% магния (патент РФ № 23432318). Предел текучести отожженных листов из сплава 1545К составляет 300 МПа при 293К и 420 МПа при 20К. Сплав может быть также применен в самолетостроении, в частности для сварных топливных баков.

Полуфабрикаты из сплава 01513 системы Al-Mg-Sc, содержащего менее 1% магния (патент РФ №2416658), обладают высокой теплопроводностью при достаточно высокой прочности и могут

применяться в системе терморегулирования, в которой теплообменник выполняет функции силового элемента конструкции.

Применение алюминиевых сплавов на основе системы Al-Mg-Sc позволит на 10-15% снизить вес конструкции.

Физико-математическое моделирование защитных свойств конструкций систем воздушного и космического базирования от высокоскоростного удара металлических осколков

Хорев И.Е.

ТУСУР, г. Томск

В докладе обсуждаются вопросы исследования защитных свойств конструкций с минимальным разнесением в них составных преград на базе физического и математического моделирования ударно-волновых явлений при высокоскоростном соударении с металлическими осколками различного удлинения.

Физическое моделирование процессов высокоскоростного взаимодействия твердых тел проводилось на экспериментальных стендах, включающих три основных элемента: баллистическую установку, трассу с регистрирующей и синхронизирующей аппаратурой и мишенную обстановку. Контрольные эксперименты проводились в диапазоне скоростей встречи до 5 км/с.

Численное описание высокоскоростного взаимодействия металлических ударников с преградами и конструкциями выполняли методом конечных элементов, который достаточно надёжно проявил себя при описании экстремальных ударных и взрывных нагрузок [1]. Материал взаимодействующих разномасштабных твёрдых тел моделируется сжимаемой упругопластической средой, поведение которой при динамических нагрузках характеризуется модулем сдвига, динамическим пределом текучести, вязкостью и константами кинетической модели разрушения. Данная модель активного типа описывает в динамике взаимодействия разномасштабных твёрдых тел накопление, развитие и эволюцию микрповреждений. Последние непрерывно изменяют свойства материала и вызывают релаксацию напряжений. Моделирование разрушения твердых тел осуществляли на основе представления о непрерывной мере разрушения, в качестве которой выбран удельный объем трещин. Скорость роста удельного объема трещин задавалась как функция первого инварианта тензора напряжений и достигнутого удельного объема трещин. Изолинии удельного объема трещин показывают степень разрушения материала в волнах разрежения, а градиент накопления разрушений показывает направление распространения магистральной откольной трещины [2].

Проведены систематические теоретические и экспериментальные сравнительные исследования процессов высокоскоростного взаимодействия различных осколков с массивными преградами, преградами конечной толщины и конструкциями при варьировании начальных условий удара: углов подхода, удлинения бойка, материала, толщины преград и состава конструкции в диапазоне скоростей встречи 2 – 4,5 км/с.

В итоге установлено и контрольными экспериментами подтверждено, что наиболее эффективной защитой от деформируемого компактного металлического ударника выступает двухпреградная конструкция по сравнению с любой другой разнесённой и монолитной эквивалентной толщины.

Аналогично численными исследованиями установлено, что в случае проникания удлиненных осколков (с относительным удлинением до 10) в разнесенные преграды наиболее эффективной защитой выступает трехпреградная конструкция, которая максимально поглощает кинетическую энергию проникающего ударника

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект11-08-98052 p_сибирь_a).

Литература:

1. Хорев И.Е. Физическое и математическое моделирование разрушения материалов и конструкций по анализу предразрушения твердых тел // Химическая физика, 2002, т.21, №9, с. 16 - 20..

2. Хорев И. Е., Толкачев В. Ф., Ерохин Г. А. Физико – математический анализ противоударной стойкости преград и конструкций для защиты космической техники. Космические исследования, 2007, т.45, № 2, с. 183 – 188

Динамические мнемосхемы – инструмент для оперативного анализа результатов математического моделирования процессов стыковки космических аппаратов

Яскевич А.В., Чернышев И.Е.

РКК «Энергия», г. Королёв

Результатом моделирования процессов стыковки космических аппаратов являются электронные файлы, содержащие несколько сотен изменяющихся во времени параметров. Оперативный анализ такого объема информации, особенно при большом числе расчетных вариантов, значительно облегчается при использовании нового, разработанного авторами программного инструмента – динамических мнемосхем. Основной принцип, положенный в их разработку, – это максимальная интеграция актуальной информации, а основные идеи заимствованы из систем отображения, предназначенных для

пилотирувания летательных аппаратов, а также для оперативного анализа телеметрии в автогонках Формулы 1.

В динамической мнемосхеме совмещаются и синхронизируются три вида изменяющихся во времени данных – 3-мерное изображение относительного движения и контактов стыковочных агрегатов, мнемосхема, отображающая функционирование элементов поглощения энергии в стыковочном механизме и графики изменения во времени выбранной (оперативно изменяемой) группы параметров, например, компонент интерфейсных сил или моментов. Вся информация отображается в нескольких (обычно трех) окнах.

Компьютерная программа читает последовательно строки файлов-результатов и формирует многооконное изображение. При построении 3-мерных изображений предпочтение отдается каркасным моделям, в которых наложение геометрических элементов не ухудшает видимость всех деталей процесса. Графики обычно размещаются в нижнем окне. Они перемещаются справа налево относительно метки текущего времени и дополняются графическими и звуковыми метками основных событий, а также представленными в численном виде значением текущего времени, соответствующими ему значениями параметров и временами наступления основных событий, например, сцепки стыковочных агрегатов. Наиболее важная численная информация – кинематические параметры, величины хода пружин и фрикционных муфт, скорости вращения электромагнитных демпферов и т.п. также дублируется на 3-мерном изображении и мнемосхеме стыковочного механизма. Вся геометрическая и численная информация изменяется синхронно с прохождением графиками отметки текущего времени.

Динамические мнемосхемы позволяют быстро анализировать большой объем изменяющейся во времени информации и успешно применяются с 1993 года при анализе результатов моделирования процессов стыковки различных типов объектов с использованием различных типов агрегатов – от стыковки кораблей Space Shuttle к орбитальной станции «Мир» до стыковки модуля МИМ1 к МКС манипулятором SSRMS.

Модели для выбора углов установки звёздных датчиков на космических аппаратах наблюдения

Шилов Л.Б.

ЦСКБ-Прогресс, г. Самара.

Звёздный координатор представляет собой астроприбор, предназначенный для определения положения связанной системы координат космического аппарата (КА) в системе координат звёздного каталога. Кроме того, звёздные координаторы могут быть использованы

для непосредственного управления в комплексе с измерителем угловой скорости перемещения КА.

Оптические блоки звёздного координатора устанавливаются на внешней поверхности космических аппаратов (КА), как правило, в количестве не менее трёх. Во время проведения съёмки в работу включается один из оптических блоков. Места и углы установки оптических блоков должны быть выбраны таким образом, чтобы в его угловую апертуру в процессе целевой работы большую часть времени попадало звёздное небо и не попадали Земля или лучи Солнца.

Предложен критерий для выбора углов установки звёздных датчиков - относительное время нахождения звёздного неба в угловой апертуре оптических блоков. Для оценки этого времени предлагается использовать метод имитационного моделирования целевого функционирования КА.

Разработаны математические модели и алгоритм для оценки относительного времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора с учётом мест и углов его установки относительно корпуса КА наблюдения, орбитального полёта и программных разворотов КА в процессе целевого функционирования.

Для расчета параметров орбит используются уравнения эллиптического движения с периодической коррекцией расчетных значений долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и аргумента перигея в процессе длительного полета, вызванных несферичностью Земли (учитываются вековые возмущения от второй зональной гармоники в разложении геопотенциала).

Для расчета эволюции долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и эволюции аргумента перигея в процессе длительного полета учитывается несферичность Земли (учитываются вековые возмущения первого порядка).

С помощью данных моделей и алгоритма можно разработать программное обеспечение для оценки относительного времени попадания звёздного неба в поле зрения оптического блока звёздного координатора и, по результатам таких оценок, выбирать зоны и углы установки оптических блоков на корпусе КА.

Автоматическая система терморегулирования скафандра

Элбакян А.Ц., Филипенков С.Н., Балашов М.М.

НПП «Звезда», г. Москва

Рассматривается концепция создания автоматической системы терморегулирования (АСТР), предназначенной для поддержания термонеutralного состояния организма человека в скафандре с жидкостной системой охлаждения при выполнении шлюзования и

внекорабельной деятельности (ВКД). Улучшение качества терморегулирования в процессе ВКД возможно на пути внедрения АСТР.

Разработан способ автоматического терморегулирования, заключающийся в регулировании температуры воды в костюме водяного охлаждения ($T_{\text{КВО}}$) в зависимости от текущих энергозатрат (ЭТ) человека. Испытаны лабораторный вариант АСТР и алгоритм управления. В процессе испытаний производились измерения расхода вентиляции и ΔCO_2 как разности концентрации CO_2 на входе и выходе поглотителя CO_2 замкнутой системы обеспечения жизнедеятельности скафандра, снабженной контуром вентиляции и контуром водяного охлаждения.

Рассчитанная по результатам измерений величина ЭТ использовалась в качестве управляющего сигнала АСТР, которая определяла значение $T_{\text{КВО}}$ и обеспечивала управление исполнительными агрегатами. Алгоритм управления испытан в экспериментах в наземных условиях ($H=0$ км) при участии 10 испытуемых добровольцев, выполнявших в скафандре 120-180-минутные профили физической нагрузки по работе ногами на велоэргометре. Контроль качества терморегулирования осуществлялся на основании измерения температуры тела, а также по субъективным оценкам испытуемых.

Проведенные испытания показали работоспособность АСТР в плане поддержания оптимального теплового состояния человека в широком диапазоне ЭТ от 2 до 10 ккал/мин, а также при переходных состояниях, связанных с изменением обмена веществ и метаболизма у человека в покое и во время работы различной степени тяжести.

Разработанные алгоритм управления и лабораторный вариант системы автоматического терморегулирования обеспечили достижение устойчивого состояния терморегуляции человека при выполнении работы в широком диапазоне энергозатрат.

Разработка программно-алгоритмического обеспечения микроконтроллерного стенда полунатурного моделирования работы бесплатформенного гравиметрического навигационного комплекса (БГНК) подвижного объекта

Афонин А.А., Ямашев Г.Г.

МАИ, г. Москва

В настоящее время актуальной является проблема высокоточного определения параметров гравитационного поля Земли, в особенности ее отдалённых и труднодоступных районов, в том числе акватории морей и океанов, их шельфов, в целях решения ряда важных задач геодезии, геофизики, гравиразведки, а также навигации. Для разрешения данной

проблемы, например, предполагается использование разрабатываемого в МАИ БГНК, расположенного на борту беспилотного летательного аппарата (БЛА). При разработке БГНК БЛА актуальной является задача построения системы сбора и обработки информации, в которой были бы реализованы все основные алгоритмы функционирования комплекса, к которым относятся: алгоритмы навигации, ориентации, гравиметрии, оценивание параметров и коррекции. На текущем этапе развития микропроцессорной техники видится возможным построение данной системы на основе современных микроконтроллеров. На предыдущих этапах работы была проведена разработка программного обеспечения микроконтроллерного стенда полунатурного моделирования вычислительного комплекса БГНК для работы в автономном режиме и успешно проведены его испытания. В настоящее время в ходе работ по разработке вычислительного комплекса БГНК на языке C++ в среде C++Builder полностью реализованы все основные алгоритмы БГНК, в том числе алгоритмы гравиметрии и коррекции БГНК от СНС с применением калмановской фильтрации. Проведено моделирование созданного программного обеспечения, результаты которого хорошо согласуются с полученными ранее результатами моделирования уже отработанных алгоритмов, реализованных в среде Mathcad, что свидетельствует о безошибочной реализации полученных алгоритмов на языке C++. Кроме того, проведен анализ возможностей применения программируемых логических интегральных схем в целях нейросетевой реализации алгоритмов БГНК.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проектам 2.1.2/12142 аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2011 годы)», НК-528П/58 ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы» и № 8782 фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере по программе У.М.Н.И.К.

Рекуррентный алгоритм вычисления коэффициентов уравнений динамики в замкнутой форме для моделирования космического манипулятора

Яскевич Н.А.

МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва

Среди уравнений в замкнутой форме вычислительно наиболее эффективным является рекуррентный алгоритм составного твердого тела, предложенный Ю.А.Степаненко, имеющий вычислительную

эффективность $O(n^2)$. Близким к нему по эффективности является алгоритм «косынка», с эффективностью $O(n^3)$ [1].

Предлагается новый алгоритм расчета коэффициентов уравнений динамики механических систем со структурой простой кинематической цепи, имеющий эффективность $O(n^2)$ и основанный на аналитической записи уравнений динамики. Отправной точкой при его разработке являются уравнения Кейна [2], имеющие эффективность $O(n^3)$. Для повышения вычислительной эффективности предлагается изменение структуры сумм при вычислении матрицы обобщенной инерции и вектора обобщенных сил. Это позволяет использовать рекуррентный алгоритм вычисления с эффективностью $O(n^2)$.

Предварительно вычисляются кинематика и динамические параметры отдельных тел. Далее рекуррентно вычисляются векторы из исходного базиса каждого очередного тела в исходные базисы всех последующих тел, выполняется рекуррентное вычисление сумм, определяющих инерционные параметры подцепей простой кинематической цепи, действующие на нее силы и моменты. На основе этих сумм определяются непересекающиеся множества элементов симметричной матрицы обобщенной инерции и вектора обобщенных сил. Все операции с матрицами парциальных скоростей производятся только с их ненулевыми столбцами. Все вычисляемые векторные и матричные динамические суммы механической системы выражены в ее базовой системе координат. Предлагаемый алгоритм может быть использован для моделирования динамики космического манипулятора в режиме реального времени. Его структура позволяет реализовать параллельные вычисления, что обеспечивает возможность расчета достаточно детальных математических моделей.

Литература:

1. Лесков А.Г., Ющенко А.С. Моделирование и анализ робототехнических систем. – М.: Машиностроение, 1992. – 80 с.
2. Kane T.R., Wang C.F. On the derivation of equations of motion, - Journal of the Society of Industrial and applied mathematics, vol. 13, no. 2, June 1965, pp. 487-492.

Сравнительный анализ перспективных средств выведения малоразмерных космических аппаратов

Борзоногов А.А.

МАИ, г. Москва

Разработка и создание ракет-носителей (РН) сверхлегкого класса является одной из актуальных задач современной космонавтики. Это объясняется возрастающим спросом на выведение в околоземное космическое пространство малых космических аппаратов (МКА). Потребность в выведении таких аппаратов требует разработки и создания носителей соответствующей размерности, облик которых может существенно отличаться от традиционных схем, применяемых в ракетостроении. Целью данной работы является выбор схемы и основных проектных параметров перспективного носителя, выполняющего данную транспортную задачу с наибольшей эффективностью, проводится сравнение возможных схем летательных аппаратов (ЛА).

В работе приведена классификация ЛА в зависимости от способа старта и посадки, типа двигательных установок (ДУ), кратности использования, учитываются различные комбинации способов старта и посадки аппарата. Тип двигательной установки, ее состав и законы функционирования существенно влияют на эффективность перспективного средства выведения МКА. Кратность использования материальной части является важнейшим параметром и влияет на оптимальный состав ДУ, способ старта и посадки, аэродинамические характеристики, законы управления и стоимостную эффективность всего разрабатываемого аппарата. Рассматриваются многоцветные транспортные космические системы (МТКС) и одноразовые РН с различными комбинациями ДУ. Рассмотрены варианты применения воздушно-реактивных двигателей на участке выведения полезной нагрузки, а также при движении многоцветного ракетного блока после разделения ступеней. При оценке различных схем ЛА рассмотрен известный вариант выведения с использованием самолета в качестве первой ступени «Воздушный старт», его преимущества и недостатки при решении поставленной транспортной задачи. Проектно-баллистические расчеты проведены с использованием пакета компьютерной алгебры Maple.

В работе проведен анализ результатов математического моделирования (баллистическая, массовая, аэродинамическая модели, модель ДУ, законы управления движением), описывающие выведение полезного груза носителями соответствующих типов. Анализируются результаты проектно-баллистических расчетов для отдельных схем летательных аппаратов, способных вывести МКА на опорную орбиту

высотой 200 км, графики изменения наиболее важных массовых и траекторных параметров в зависимости от различных характеристик. На основе этого анализа определяются основные проектные параметры ЛА по выбранному критерию эффективности.

Математическое моделирование естественной конвекции при нормальной и пониженной гравитации

Хан Ю.О.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось построение математической модели для расчета тепловой, концентрационной и термоконцентрационной конвекции в безразмерных переменных при различных числах Рэлея.

Рассматривается задача естественной конвекций вязкой несжимаемой жидкости в квадратной замкнутой области с теплоизолированными горизонтальными стенками и с заданными температурами на граничных вертикальных стенках. Математическая модель данной задачи представляет собой двумерные уравнения Навье–Стокса в безразмерных переменных в приближении Буссинеска. Для скорости на всех границах ставится условие прилипания, а для температуры ставятся такие условия: нижняя и верхняя горизонтальные границы – теплоизолированные, а правая и левая вертикальные границы – изотермические. В качестве начальных условий задаётся неподвижная жидкость с линейным теплопроводным распределением температуры.

Для моделирования рассматриваемой конвективной задачи использовалась безразмерная запись уравнений, в которую входят безразмерные параметры – числа Прандтля, Рэлея, Грасгофа, Шмидта. Использовалась система уравнений Навье–Стокса в приближении Буссинеска. Расчёты были проведены с использованием современной гидродинамической программы Fluent.

Сравнение полученных результатов с «эталонным» решением для разных чисел Рэлея показало хорошую точность расчётов. Результаты расчёта также показали, что при заданных граничных и начальных условиях при увеличении числа Рэлея максимальное значение модуля скорости смещается к границам области, а изотермы стремятся принять горизонтальное положение.

Концентрационная модель конвекции определяется тепловым числом Рэлея и числом Шмидта. Поле концентрации под действием конвекции начинает изменяться с меньших чисел Рэлея, чем поле температуры, так как число Шмидта больше числа Прандтля. Число Прандтля мало, т.е. температуропроводность гораздо больше, чем вязкость, поэтому поле температуры под действием жидкости начинает изменяться лишь при

достаточно большом числе Рэлея (более 100). И когда поле температуры неизменно, поле концентрации уже заметно изменяется.

Сделан вывод, что концентрационная неоднородность при нормальных условиях меньше, чем в условиях пониженной гравитации.

В результате данной работы получена зависимость тепловой и концентрационной конвекции, влияние числа Рэлея и исследовано влияние изменений чисел Прандтля и Шмидта на движение жидкости в замкнутом объеме.

Аэротермодинамика космического аппарата EXPERT

Адамов Н.П., Харитонов А.М., Мажуль И.И., Васенёв Л.Г.,

Чиркашенко В.Ф.

ИТПМ СО РАН, Новосибирск,

Майларт Ж.М.

Институт фон_Кармана, г. Брюссель, Бельгия

Возвращаемый баллистический аппарат EXPERT (the European EXPERIMENTAL Re-entry Testbed) предложен Европейским космическим агентством ESA[1] и предназначен для получения в полетных условиях экспериментальных данных по аэротермодинамике при больших сверхзвуковых скоростях. Предполагается исследование таких фундаментальных явлений как переход пограничного слоя на затупленных телах, эффекты реального газа при взаимодействии пограничного слоя и скачков уплотнения, влияние каталитичности поверхности и др. Эффективное выполнение поставленной задачи предусматривает широкие предполетные исследования, в частности - расчетные исследования современными численными методами и экспериментальные исследования моделей в наземных установках [2, 3], для возможной экстраполяции данных на полетные условия.

В докладе представлены и обсуждаются результаты экспериментальных исследований модели EXPERT, а именно:

- суммарные аэродинамические характеристики при различных углах атаки и крена, полученные в различных аэродинамических трубах;
- результаты измерений перехода пограничного слоя при $M = 4$;
- данные по распределению давления по поверхности при $M = 8$ и 10 ;
- распределения тепловых потоков по поверхности модели при $M = 14$.

Полученные результаты позволили выявить ряд особенностей аэрогазодинамики модели EXPERT таких как слабая зависимость продольной силы от угла атаки при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, практическое отсутствие зависимости аэродинамических характеристик от угла крена модели относительно продольной оси, наличие перехода пограничного слоя на носовой затупленной части

аппарата, отрывные зоны в области щитков при взаимодействии скачков уплотнения с пограничным слоем и др.

Работа выполнена при поддержке МНТЦ в рамках проектов № 2109 и № 3550.

Литература:

1. Walpot L., Ottens H. FESART/EXPERT aerodynamic and aerothermodynamic analysis of the RAV and KHEOPS configuration. Technical report, TOS-MPA/2718/LW, ESTEC, 2002.

2. Kharitonov A.M., Adamov N.P., Brodetsky M.D., Vasenyov L.G., Mazhul I.I., Zvegintsev V.I., Paulat J.C., Muylaert J.M., Kordulla W. Investigation of Aerogas dynamics of Re-Entry Vehicles in the New Hypersonic Wind Tunnel at ITAM // Proceeding of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 9-12, 2006, Reno, Nevada, USA, (AIAA Paper No 2006-0499).

3. Адамов Н.П., Бродецкий М.Д., Васенев Л.Г., Звегинцев В.И., Мажуль И.И., Харитонов А.М., Paulat J.C., Muylaert J.M., Kordulla W. Исследования аэродинамики возвращаемых аппаратов при натуральных значениях чисел Рейнольдса // Теплофизика и аэромеханика. - 2006. – Т. 13. - No.3. - С.341-351.

Исследование тепловых процессов в системе «человек – окружающая среда» в условиях высоких температур

Евтушенко Н.Н., Хромова И.В., Трубачева В.А.

НГТУ, Новосибирск

В настоящий момент одной из актуальных задач в области биофизики и теплофизики является разработка физико-математических моделей живых систем. Данная задача имеет большое прикладное значение в области разработки и оптимизации элементов систем жизнеобеспечения, направленных на обеспечение теплового комфорта для человека в рамках системы «человек – окружающая среда», в частности, это относится к задаче защиты человека от перегрева при нахождении в условиях высоких температур. Данные условия возникают при аварийном отключении систем кондиционирования в гермокабинах летательных аппаратов, приземлении экипажа в экстремальных условиях, а также при тяжелой физической нагрузке.

Основной задачей работы является разработка оригинальной компьютерной модели расчета, которая имитирует совместную работу кровеносной системы и системы терморегуляции человека при воздействии на них различных внешних физических факторов в широком диапазоне параметров воздушной и водной сред. Работа предусматривает усовершенствование разработанной ранее методики расчета за счет включения в нее новых физических явлений и психо-

морфологических особенностей организма, а также модернизации пакета прикладных программ.

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

Разработанная модель позволяет исследовать комбинированное воздействие нескольких физических факторов (температура, гравитация, инерционные силы, компрессионное давление, физическая нагрузка и т.п.) на человеческий организм с учетом пола, возраста и индивидуальных психо-морфологических особенностей организма. Данный подход является новым направлением в области моделирования биологических объектов и живых систем, позволяет получить принципиально новые результаты и открывает новые направления развития теплофизических исследований.

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

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 09-08-00321-а

Проектирование аэрогидрокосмических систем в соответствии с ГОСТ Р ИСО 9001-2008

Махров В.П., Токарев В.Е., Андрианов О.И.
МАИ, г. Москва

Опыт создания в проектных организациях (ПО) систем менеджмента качества (СМК), соответствующих требованиям ГОСТ Р ИСО 9001 – 2008 показал, что для успешного их функционирования и развития необходимо не только выполнить все требования стандарта, но также учесть особенности проектирования в аэрокосмической отрасли, а также сложившуюся практику работы конкретных ПО. Причем, существует два типа работ по обеспечению качества продукции. Первый заключается в «встраивании качества» в технологический процесс проектирования, т.е. изменение, например, исходных данных и технических условий, требований к результату и т.п. Второй – в приведении существующей СМК в соответствие требованиям ГОСТ Р ИСО 9001-2008, т.е. совершенствовании используемых инструментов управления процессом проектирования. В совокупности эти работы

гарантируют достижение требуемого качества конечной продукции, а также обеспечение оптимальной себестоимости проектных работ. Эти работы, естественно, должны быть связаны между собой и осуществляться параллельно. Однако в реальной жизни наблюдаются расхождения между стандартами СРПП (Системы разработки и постановки продукции на производство) и стандартами ИСО серии 9000 версии 2008 года. Так как в основополагающем государственном стандарте РФ по разработки и постановки продукции на производство – ГОСТ Р 15.000-94 понятие проектирование недостаточно четко отражено, и можно предполагать, что процесс проектирования включен в группу «Исследования и аванпроект» этой серии ГОСТ.

Также необходимо отметить, что вследствие углубления специализации, развития рыночных отношений между субъектами на проектном рынке аэрогидрокосмических систем и высокой сложности этого вида деятельности возникает необходимость в передачи части проектирования или иной функции по аутсорсингу. Поэтому необходимо помнить, что переданную часть не только нельзя исключать из СМК, но крайне важно проработать процессы выбора, оценки, переоценки, определения объема и типа управления, а также объема входного контроля продукции аутсорсера.

Выбор оптимального аэродинамического облика крылатой ракеты средней дальности

Бальк В.М., Безлепкина Е.Д.
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается метод глобального поиска оптимального аэродинамического облика крылатой ракеты.

Предполагается, что по результатам летных испытаний известны фазовые характеристики аппарата, по которым можно восстановить соответствующие аэродинамические характеристики. В общем случае, эти характеристики имеют определенные расхождения с модельными характеристиками и, соответственно, необходимо проводить коррекцию таких аэродинамических зависимостей. Степень согласования модельных и экспериментальных данных осуществляется за счет корректировки аэродинамических производных, которые выбираются по критериям статистического согласия – так называемым критериям регулярности. Дополнительно к этим критериям рассматривается критерий дальности полета, в результате чего выбор проектного решения осуществляется в условиях многокритериальной неопределенности.

Данная задача была решена методом обратных функций, в которых аргументами являются критериальные оценки, а значения функций

соответствует значениям выбираемых параметров, в качестве которых приняты аэродинамические производные.

Решение модельной задачи для крылатой ракеты средней дальности показало эффективность рассмотренного подхода, который позволил одновременно улучшить, как критерий согласия, так и дальность полета.

Выбор оптимальных обликов характеристик беспилотного летательного аппарата модифицированным методом штрафных функций

Балык В.М., Босых Н.В., Дементьев Н.А.
МАИ, г. Москва

Рассматривается задача выбора оптимального облика беспилотного летательного аппарата (БЛА) стартующего с авиационного носителя. Качество аппарата оценивается по критериям промаха, угла подлета аппарата к цели, и по статистическим критериям. Статистические критерии позволяют оценивать степень совпадения характеристик БЛА с данными эксперимента. Таким образом, задача сводится к задаче многокритериального выбора, решение которой сталкивается с рядом концептуальных проблем.

В рассматриваемой работе все критерии, кроме критерия промаха, были успешно сведены к функциональным ограничениям, и полученная задача на условный экстремум была решена с помощью нового метода глобального поиска, что привело к модификации метода штрафных функций.

С применением разработанного метода была решена модельная задача, связанная с аэродинамическим проектированием. Здесь были приняты перечисленные выше критерии, а в качестве параметров выступают аэродинамические производные. Полученные решения были представлены в виде оптимальных аэродинамических производных, что позволило повысить эффективность многокритериальной оптимизации и за счет этого улучшить критерий промаха более чем на 20%.

Применение решетчатого крыла для создания дополнительной подъемной силы на летательном аппарате

Балык В.М., Веденков К.В.
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается способ создания дополнительной подъемной силы на летательном аппарате за счет постановки в сопловую часть турбореактивного двигателя (ТРД) решетчатого крыла. Дополнительная подъемная сила создается реактивной струей отработавшей в основном цикле работы ТРД.

Моделирование решётчатого крыла в составе летательного аппарата показало, что прирост подъемной силы составляет порядка 7-8% от его начальной массы, при скорости продуктов сгорания и их плотности характерных для ТРД.

Таким образом, если стандартная комплектация летательного аппарата состоит из 4 ТРД, то суммарная дополнительная подъемная сила составит порядка 28-32%, что является весьма весомым показателем, для достижения которого стандартными путями потребовались очень большие затраты и значительное увеличение самого летательного аппарата.

Также предусмотрена возможность регулировки дополнительной подъемной силы путем установки различных углов атаки на решётчатом крыле.

Система внутренних крыльев позволяет создать ряд преимуществ для летательного аппарата:

Создается возможность вертикального старта.

Экономия топлива, при тех же эксплуатационных показателях.

Увеличение полезной нагрузки.

Организация управления летательного аппарата за счет создания различных углов атаки на решетчатом крыле.

Уменьшение длины полосы разгона, что может быть полезно в отдаленных районах.

Возможность при необходимости снятия или постановки системы внутренних крыльев в ТРД.

Простота этой конструкции, легкость в ее эксплуатации, возможность улучшения летных характеристик при минимальных затратах, возможности моделирования различных вариантов системы под конкретные цели все это делают решетчатое крыло весьма перспективным, позволяющим существенно улучшить возможности современных гражданских самолетов.

Численный расчет течений невязкой несжимаемой жидкости с переносом граничных условий

Акимов Е.Н., Виноградов М.В.

МАИ, г. Москва

В ряде задач, описывающих течения сплошной среды, не удастся поставить набор традиционных граничных условий необходимых для замыкания задачи. В этом случае, для нахождения решения используется методика переноса граничного условия, заключающаяся в построении эффективного граничного условия на некоторой выбранной границе. Построение граничного условия основывается на теории разностных потенциалов.

Рассматривается осесимметричное течение невязкой несжимаемой жидкости. Полагается, что на его границе (твердой, свободной) граничные условия определены не полностью. Но при этом, требуется удовлетворение решения уравнению Лапласа во внешней области, выполнение условия на бесконечности и смыкание внешнего течения с решением уравнения, описывающим искомое течение.

В теории разностных потенциалов используется разностный аналог уравнений движения жидкости. Предлагаемый алгоритм расчета основан на применении метода граничных интегральных уравнений, который также как и сеточный метод позволяет создать граничное условие, замыкающее задачу.

Составлен алгоритм расчета необходимой матрицы связи искомых физических величин на двух близких поверхностях.

Используемый в работе метод близок к методу продолженных граничных условий, который сводит основную краевую задачу к задаче с граничным условием, заданным на поверхности близкой к поверхности ограничивающей область пространства краевой задачи. Но данный метод не требует обязательности однотипности граничного условия.

Рассмотрены некоторые задачи течений при разных типах граничных условий и интегральных уравнений. Результаты вычислений показали работоспособность алгоритма, как для случая потенциального течения, так и для течения с областями завихренности.

Комбинированная каверноформирующая система

Глушченко А.А., Махров В.П.

МАИ, г. Москва

В докладе рассматриваются возможные технические решения комбинированной каверноформирующей системы, состоящей из неподвижного осесимметричного тела (кавитатора), выполненного, например, в виде диска или конуса и коаксиально охватывающего это тело кольцевого крыла, имеющего соответствующий гидродинамический профиль в сечении с безотрывным обтеканием. Крыло имеет возможность изменять угол атаки относительно кавитатора.

С использованием программ Flow Vision и Solid Works исследуется характер изменения формы течения со свободными границами за кавитатором при различных углах атаки крыла относительно кавитатора. Показано, что крыло может не только формировать каверну с необходимыми геометрическими параметрами, но и создавать требуемую по условию обтекания подъемную силу. В этом случае как показывают исследования крыло предварительно должно быть

установлено на соответствующий угол атаки либо иметь переменную по образующей величину циркуляции. Изменение угла атаки крыла приводит к изменению границ течения, условиям замыкания и других параметров течения. В дальнейшем будут рассмотрены условия формирования каверны постоянного объёма для заданного обтекаемого тела при изменении его массы.

Литература:

1. Махров В.П. Гидродинамика управляемых течений со свободными границами, формируемыми с использованием внешней гидродинамической особенности – кольцевого крыла//Вестник МАИ Т.16, №5.С.264-273.

Использование nano частиц для улучшения свойств демпфирующего гидропокрытия

Деменёв А.О., Махров В.П.

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается задача по использованию nano частиц для повышения прочности и стойкости композиционного материала, применяемого в подводной технике в качестве демпфирующего покрытия. Такое покрытие используется для снижения возникающих турбулентных пульсаций на поверхности обтекаемых тел и соответственно снижения их гидродинамического сопротивления. Однако стойкость таких покрытий, основанных на применении плёночных композиционных материалов, явно недостаточна при эксплуатации, особенно в условиях даже незначительных загрязнений морской среды, например в портах, а также при наличии в воде льда.

Проведен анализ существующих методов внедрения nano частиц при изготовлении композиционных материалов для повышения их прочностных свойств. Рассмотрены существующие методы расчёта прочности материалов, использующих в своей структуре микро и nano частицы. Разрабатывается алгоритм расчёта плёночного композиционного материала при наличии nano частиц с учётом специфики его работы как демпфирующего гидропокрытия.

Выбор функции управления беспилотного летательного аппарата методом глобального поиска

Дементьев Н.А., Балык В.М., Босых Н.В.

МАИ, г. Москва

Роль оптимизации в практических задачах присутствует в любой области научных, технологических, экономических и социальных интересов, включая физические науки (теории упругости, гидродинамики, небесная механика), информатике (проектирование

СБИС), промышленных технологий (оптимального управления систем регулирования, оптимизации производственных потоков через заводские линии), и экономики (оптимальное поддержание складских запасов, оптимальные затраты на производство).

В работе рассматривается новый метод глобального поиска позволяющий выбирать не только проектные параметры летательного аппарата, но и функции управления. Разработанный метод основывается на двух основных операциях статистического синтеза: редукция, которая сводит n -мерную оптимизационную задачу к n -одномерным и инверсию, которая строит обратную функцию. В соответствии с этим при работе данного метода проектные параметры формируются в функции от принятого в задаче независимого аргумента и соответственно, если в качестве такого аргумента выступает время, то это будет соответствовать выбору управляющих функций. В качестве базисных функций применяется ряд Фурье, в котором коэффициенты и частота выбираются по принятому в задаче критерию оптимальности. В свою очередь операция редукции позволяет на каждой итерации работы метода решать не n -мерную исходную задачу, а трёх-мерную, в которой выбираемыми параметрами являются коэффициенты Фурье и частота процесса. Рассмотренный подход может быть расширен и на другие задачи проектирования летательных аппаратов, в частности, на задачу прогнозирования технических характеристик летательного аппарата.

Метод глобальной оптимизации апробировался на ряде тестовых задач таких как: Экли, функция Де Джонга, Растригина, Розенброка, Швевеля, Грайвенка и т. д. Полученные результаты показали не только гарантированное нахождение глобального экстремума, но и его высокую скорость сходимости. В рассмотренной работе данный метод решает задачу выбора оптимальной функции управления летательного аппарата, но также он может быть использован для поиска наиболее точных и эффективных решений абсолютно разных технических, проектных, экономических задачах. Программный код оптимизации был скомпилирован в `dynamic-link library`, вследствие чего его можно подключать к различным программным интерфейсам.

Разработка метода и алгоритмов статистического синтеза структурно-параметрических проектных решений беспилотного ЛА

Зенков Д.Н.

МАИ, г. Москва

В работе рассматриваются задачи статистического анализа информации, полученной в результате лётно-конструкторских испытаний беспилотного ЛА. Разработанная методика основывается на восстановлении по данным телеметрии проектно-функциональных

связей, по некоторым базисным функциям с дальнейшим их анализом с помощью статистических критериев, таких как: t-статистика, p-значение, коэффициент детерминации, стандартная ошибка оценки, статистика Дарбина-Уотсона, коэффициент корреляции, Стьюдентизированный остаток.

Данные критерии в случае исчерпания всех закономерностей находящихся в данных телеметрии принимают определённые значения, такие как:

Коэффициент детерминации изменяется в диапазоне от 0 до 1. Функциональная связь возникает при значении равном 1, а отсутствие связи — 0.

Значение статистики Дарбина-Уотсона изменяется в диапазоне от 0 до 4. При этом $d = 2$ указывает на отсутствие автокорреляции элементов временного ряда. Если d меньше двух, то имеет место положительная автокорреляции, а больше двух - отрицательная.

КК может принимать значения от -1 до 1. Значение 0 или близкие к нему говорят о том, что данные не связаны друг с другом.

В противном случае, это будет означать, что проектно-функциональная связь не до конца восстановлена и требуются дополнительные испытания ЛА.

В качестве модельной задачи была рассмотрена задача восстановления аэродинамических характеристик беспилотного ЛА в линейном приближении, в которой проектными параметрами являлись аэродинамические производные. Задача решалась с привлечением программного комплекса StatGraphics, в котором реализован статистический синтез экспериментального материала.

Использование композиционных материалов и авиационных технологий в изготовлении образцов подводной техники

Юрьев А.И., Калимулин Р.Ш., Тишкин И.Ю., Годоров А.В.

МАИ, г. Москва

На примере разработки и создания опытных образцов водонепроницаемых подводных аппаратов типа «Акванта» в условиях производства ЭОЗ МАИ рассматриваются особенности использования композиционных материалов (КМ) в корпусных конструкциях таких аппаратов. Учитывая большой ассортимент композитов (как отечественного так и зарубежного производства) на внутреннем рынке России большое внимание уделено критериям выбора основных составляющих – наполнителя и связующего. Показана зависимость соблюдения технологических требований на долговечность и стойкость конструкции из КМ в экстремальных условиях внешнего давления агрессивной морской воды и солнечной радиации. В частности

представлено, каким образом та или иная технология подготовки компонентов и последующей укладки КМ при изготовлении оснастки и корпусных элементов в конечном итоге влияет на физико-механические свойства получаемого материала.

Также рассмотрены различные способы выполнения механической обработки КМ на различных стадиях полимеризации, особенности выполнения крепёжных отверстий, мест размещения элементов силовой схемы, а также мест соединения пластиковых элементов с другими деталями конструкции, выполненными из металла. Проанализированы способы создания местных усилений плоских поверхностей из КМ и выполнения соединительных узлов для объединения в общую конструктивно-силовую схему.

Приведены также различные варианты исполнения конструктивно-силовой схемы для различных вариантов компоновки, в зависимости от назначения подводного аппарата, количества экипажа, автономности, рабочей глубины и т.д.

Также приведены способы получения декоративного покрытия на поверхности корпусных деталей, которое для подводной техники выполняет также поисково-опознавательную функцию. Учитывая это к покрытию предъявляются очень высокие требования, связанные с высокой механической стойкостью к воздействию окружающей среды а также стабильностью цветовой и отражательной характеристик.

В заключении даётся обоснования целесообразности использования именно возможностей авиационного производства, как наиболее подготовленного для изготовления материалов (КМ), работающих в жёстких условиях комплексных нагрузок (высокая температура, циклическая нагрузка, давление, солнечное излучение). Демонстрируются элементы конструкций созданных образцов подводных аппаратов, подверженных указанным воздействиям.

Создание БКС головного изделия семейства в среде CAD/PDM, его модификаций и конфигураций

Кобко Г.Г., Шалаев А.С., Назаренко В.С.
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается алгоритм создания БКС головного изделия семейства в среде CAD/PDM, а также БКС его модификаций и конфигураций.

При проведении ОКР по созданию электронного макета семейства изделий в CAD/PDM системах используется такое понятие как БКС (базовая контрольная структура). Под БКС понимается совокупность исходных данных, являющихся основой для разработки электронного макета на любом этапе проектирования.

БКС включает в себя:

- Внешние обводы агрегатов и изделия в целом;
- КСС агрегатов;
- Электронные схемы;
- Принципиальные схемы отдельных систем;
- Кинематические схемы управления отдельными агрегатами и др.
- Трассы прохождения отдельных систем.

При создании конфигураций и модификаций головного изделия одной из основных идей является изменение или замена узла, агрегата или отсека целиком. В такой ситуации различные отделы, проектирующие взаимозаменяемые элементы, должны иметь возможность пользоваться одной и той же входной информацией о КСС, внешних обводах агрегатов и присоединительных интерфейсах.

В работе приведён пример создания БКС, содержащей данные о внешних обводах, конфигурации лонжеронов и нервюрзаконцовки крыла. Рассмотрено создание БКС в электронном макете с использованием ассоциативных связей.

БКС, построенная на основе параметрических связей упрощает работу по созданию конструкции модификаций и конфигураций, так как для внесения любых изменений в конструкцию головного изделия достаточно изменить её БКС, а не начинать проведение проектных работ и подготовку КД «с нуля».

Создание БКС является первым этапом создания электронного макета и проведения ОКР в системе CAD/PDM, который требует полного профессионализма, чёткости постановки задач всех лиц, вовлечённых в этот процесс. Корректно построенная БКС и правильное её использование при проведении ОКР в несколько раз повышает эффективность проектно-конструкторских работ.

Многокритериальный синтез оптимального управления беспилотным летательным аппаратом

Тодоров А.В., Чибисова И.В.

МАИ, г. Москва

Процесс проектирования беспилотного летательного аппарата (БЛА) во многом определяется качеством аэродинамического моделирования совместно с выбором оптимального управления БЛА. Это особенно характерно для БЛА, движение которых осуществляется под действием гравитационных сил. Проблема совместного выбора проектных параметров БЛА и оптимального управления приводит к задаче многокритериального выбора, в которой система частных критериев оптимальности образуется из критериев описывающих отдельные подсистемы БЛА. К таким критериям относятся: величина промаха

БЛА, угол подлета БЛА к цели, скорость подлета БЛА. Отдельную группу критериев составляют показатели характеризующие степень совпадения обликовых характеристик БЛА с соответствующими данными, полученными из летных испытаний. Это, так называемые, статистические критерии регулярности, которые наряду с критериями промаха и угла подлета необходимо минимизировать. Данная задача минимизации была решена методом глобального поиска экстремума в критериальном пространстве. Особенность этого метода состоит в том, что здесь все выбираемые параметры строятся в виде функций (рядов Фурье) от критериальных оценок. Функции управления в данном методе так же представляются в виде рядов Фурье, но в качестве аргументов здесь принято время, что позволяет наряду с параметрическим выбором проводить синтез оптимального управления.

С применением программного комплекса была решена модельная задача проектирования БЛА с использованием данных гипотетического эксперимента, и было синтезировано управление, оптимальное по всем рассмотренным критериям.

Статистический синтез устойчивых проектных решений при проектировании беспилотного летательного аппарата

Хесин Л.Б.

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается метод построения проектных решений устойчивых к факторам многокритериальной неопределенности. Известно, что применение какой-либо свертки частных критериев оптимальности, по существу соответствует принятию конкретного проектного решения. Аналогично, применение весовых коэффициентов, предопределяет проектное решение.

Разработанный метод, рассматриваемый в работе, свободен от перечисленных субъективных элементов, сопровождающих процесс многокритериального выбора, при этом выбираемое проектное решение является устойчивым к многокритериальной неопределенности.

С применением данного метода была решена модельная задача выбора оптимального аэродинамического облика ЛА. Выбор осуществляется по частным критериям оптимальности: величина промаха, угол подлета к цели и по ряду статистических критериев, характеризующих степень совпадения аэродинамических характеристик с данными эксперимента. Полученные результаты показали эффективность разработанного метода, который позволит одновременно улучшить все рассматриваемые частные критерии оптимальности в среднем на 15%.

Выбор проектно-конструкторских решений крылатой ракеты большой дальности

Балык В.М., Чибисова И.В.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача выбора проектно-конструкторских решений крылатой ракеты большой дальности. Такого рода задачи возникают при разработке новых и модернизации уже имеющихся образцов. Возникает необходимость выбора набора параметров, которые необходимо улучшать. В данной работе под выбором проектно-конструкторского решения понимается выбор аэродинамических производных рассматриваемой крылатой ракеты с последующим выбором геометрии корпуса крылатой ракеты и ее оперения с целью реализации уже выбранной оптимальной аэродинамической модели.

Решение данной задачи сводится к двум основным этапам: нахождение оптимальных аэродинамических производных по комплексному критерию, который включает в себя такие частные критерии оптимальности как: величина промаха, требование к углу подлета к цели близким к прямому, статистические критерии регулярности, отражающие степень аэродинамического соответствия прототипу с использованием экспериментальных данных. На втором этапе решается задача выбора оптимальной геометрии крылатой ракеты и ее оперения, при которой реализуется максимальное совпадение аэродинамических характеристик крылатой ракеты с их найденными оптимальными значениями, т.е. осуществляется выбор проектно-конструкторских параметров.

По разработанной методике была решена модельная задача для крылатой ракеты большой дальности и были получены результаты, существенно отличающиеся от результатов полученных традиционными методами решения проектной задачи. Под традиционными методами понимаются методы, при которых многокритериальная проектная задача решается или с помощью методов выделения главного критерия со сведением остальных критериев в класс ограничений или методы связанные с назначением весовых коэффициентов. Метод многокритериального синтеза проектных решений позволил получить показатели качества существенно выше, чем показатели качества, полученные традиционными методами.

Сравнение динамических характеристик слоистых пластин с легким и жестким изотропными заполнителями при ударе о воду

Крупенин А.М., Мартиросов М.И.

МАИ, г. Москва

Рассматривается вертикальный удар о первоначально невозмущенную свободную поверхность идеальной сжимаемой жидкости, занимающей нижнее полупространство, упругой слоистой пластины симметричного, а также несимметричного строения по толщине. Форма изучаемых пластин — круговая и прямоугольная. Исследуется начальный этап взаимодействия, когда возникают максимальные гидродинамические давления, и характеристики реакций достигают предельных значений. Скорость взаимодействия пластины с жидкостью принимается много меньшей скорости распространения звука в жидкости.

Геометрические и физические параметры несущих слоев и заполнителя считаются заданными. Для изотропных несущих слоев приняты гипотезы Кирхгофа о несжимаемости, прямолинейности и перпендикулярности нормали к деформированной срединной поверхности. В несжимаемом по толщине сплошном заполнителе деформированная нормаль остается прямолинейной. Заполнитель принимается легким и жестким (изотропным), т.е. соответственно не учитывается и учитывается его работа в тангенциальном направлении. При этих допущениях из энергетических соображений получены и проанализированы уравнения движения пластины. На контуре пластины предполагается наличие жесткой диафрагмы, препятствующей относительному сдвигу слоев. Влиянием воздушной прослойки между падающей пластиной и свободной поверхностью жидкости на характер ударного взаимодействия пренебрегаем.

Гидродинамическое давление, действующее на пластину при ударе, определяется приближенно с учетом сжимаемости жидкости по различным методикам.

Расчеты выполнены в среде Mathcad 14 применительно к упругим трехслойным пластинам при их ударе о воду. Получены и проанализированы эпюры гидродинамических давлений, нагрузок, перемещений, скоростей, ускорений и напряжений по времени и координате (по слоям). Проведен сравнительный анализ динамических характеристик рассматриваемых пластин с легким и жестким изотропными заполнителями. Дано сравнение полученных численных результатов с некоторыми имеющимися экспериментальными и теоретическими данными, полученными рядом отечественных и зарубежных специалистов при решении подобных задач.

4. Секция «Энергетические установки и двигатели»

RIAME/ HF IT Laboratory activity in HF ion thrusters

Лёб Х.В., Попов Г.А.

МАИ, г. Москва

I am from the 1st Institute of Physics, Giessen University, Germany, and I am working since about 50 years on plasma physics with the special application of ion engines for space propulsion, material processing in industry, and tokamak fusion plasma heating.

Now I am with the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME) of the Moscow Aviation Institute, where we – that means a team of about 20 persons – research and develop the so-called radio frequency ion thruster type for space propulsion.

In general, ion and plasma space propulsion systems do not burn the propellant, but they ionize it. Then, the charged propellant particles can be accelerated by strong electric fields up to exhaust velocities that are 10 times higher than to get with the best chemical rocket motors. This enables significantly higher payload ratios and shorter flight times. Unfortunately, such electric rocket engines need an external energy source, solar arrays or a nuclear reactor – contrary to chemical rockets. This mass penalty restricts the application of ion and plasma thrusters to the weightlessness of space.

Worldwide, there exist three main types of electric propulsion systems: firstly, the nationally and internationally very successful Russian plasma motors named SPT that generate propellant exhaust velocities of about 20 km/s, and the two-gridded ion thruster types of NASA and of Germany, producing jets of 40 km/s and more. As the German version, called RIT, shows some striking advantages like simplicity, reliability, long lifetime, etc., Russia decided to adopt the RIT type in order to extend its spectrum of electric propulsion application towards high specific impulses.

Three months ago, the industrial companies - Fakel, Kaliningrad, and EADS Astrium, Germany - signed a strategic partnership contract. Fakel will build the already existing 22 cm RIT engines to be flown on Russia's sun probe Intergelio Zond.

In parallel, RIAME is studying the basic features of the RIT type and develops own engines with 10 cm, 15 cm, 20 cm, and 45 cm of ionizer diameter. So, the past RIAME activities and the present state-of-the-art may be described as follows:

To put the research and development of the planned hardware engines, called RFIT in Russia, on a solid basis, extensive theoretical work on the

special ionization mechanism and on the ion acceleration system with its high-voltage grids has been done and is still under way at RIAME.

Mission analysis – both for robotic and cosmonauts space flights – has been and is worked out in order to demonstrate the benefits of RIAME's ion engines as well as to determine the demands of different space applications on the thrusters.

To test the different-sized RFIT engines, the three existing high-vacuum test facilities of RIAME had to be refurbished, modified, and extended. In details:

Two cylindrical 2-m diameter vacuum tanks have been combined to get a larger facility.

Cryogenic pumps with liquid helium have been installed to freeze the Xenon propellant.

A graphite-coated beam dump to remove the beam energy is under preparation.

An anechoic chamber was purchased to detect eventual electromagnetic disturbance.

The RIAME diagnostic system to detect the ionizer's plasma and the exhausted ion beam will be completed by a movable Langmuir probe.

A 1 kW radio frequency generator for the thruster ionizer has been purchased.

As mentioned already, four different-sized RFIT-engines have been or will be built, investigated, optimized, diagnosed, and performance-mapped at RIAME. In details:

A 10 cm thruster is just ready to be ignited within the next days.

A 15 cm thruster is under preparation. With its 50 mN of thrust, it offers the real chance to enter the satellite market for orbit topping and control.

The 20 cm RFIT- engine will also allow to study the inside behaviour of the above mentioned RIT-22 thruster.

The large, 45 cm thruster is planned for heavy robotic missions into deep space and especially for manned missions to Mars or for cargo shuttles to future Lunar and Mars stations, respectively. It will be 5 times more powerful than the largest ion thruster of NASA. For power supply, the 1 MW nuclear reactor plant is envisaged which is under development at the Moscow Keldysh Institute since one year.

At RIAME, the 45 cm thruster has already been designed and constructed. The expected performance data have been calculated by using RIT scaling laws. A set of technical drawings will be prepared during the next weeks. In addition, a nuclear-electric cargo ship for a future manned Lunar station has been designed at RIAME. The related mission analysis is under way.

To sum up:

The work at RIAME is well within the time schedule. The RIAME team did and is doing an excellent job. In view of the sketched ambitious programme, it is highly desirable to prolongate the Government's grant.

For illustration of the above statements, I'll show you some pictures:

1. RITA-10 on EURECA (1st European EP-space test, 1992)
2. RIT-10 on ARTEMIS (since 2001)
3. RFIT-100 drawing
4. RFIT-100 photo
5. Medium test chamber, RIAME
6. Large test chamber, RIAME
7. Anechoic chamber (e.g. page 143 of annual report 2010)
8. RIT-35 in Jumbo
9. RFIT-450 drawing
10. NEP cargo shuttle drawing

Расчёт основных параметров ИОС двигателя РИД-45 в программе IGUN

Ахметжанов Р.В., Никитиных И.В.
МАИ, г. Москва

Доклад представляет расчет основных параметров ионно-оптической системы (ИОС) радиочастотного ионного двигателя (РИД-45), выполненных в программе для расчета траекторий заряженных частиц IGUN. Данный программный продукт позволяет оптимизировать истекающий пучок заряженных частиц для достижения оптимальных параметров ИОС двигателя. В качестве рабочего тела используется Хе (ксенон, с атомной массой 131,3 а.е.м.). Используя входные данные, предварительно введенные в IGUN, моделируем траектории заряженных частиц в границе элементарной ячейки ИОС под действием электрических потенциалов, приложенных к электродам ИОС.

В докладе представлен анализ первоначальных параметров ИОС двигателя РИД-45 с помощью программы IGUN. Наблюдаемое при этих параметрах взаимодействие заряженных частиц со стенками электродов ИОС двигателя РИД-45 продемонстрировало недостаточную фокусировку пучка и как следствие уменьшение ресурса ИОС вследствие эрозии электродов, а также общее снижение характеристик двигателя. Для улучшения характеристик двигателя и повышения ресурса ИОС было произведено варьирование входных данных для поиска оптимальных параметров работы. На выбор параметров действовали ограничения в виде максимального подаваемого на электроды напряжения (5кВ), соблюдения межэлектродного зазора и технологического ограничения по прозрачности электродов (<65%).

Сравнительные расчёты ИОС при различных параметрах позволили выбрать оптимальные параметры, при которых достигались хорошая фокусировка пучка заряженных частиц и отсутствие взаимодействия внутренней поверхности канала элементарной ячейки ИОС с пучком заряженных частиц.

В результате проведенной работы было выявлено, что оптимальные значения параметров ИОС достигаются при использовании максимально допустимого напряжения (5кВ), и использованием перфорированного ускоряющего электрода с различным диаметром отверстий по его радиусу.

Экспериментальное исследование нагрева плазмы с помощью СВЧ устройства в мультипольной магнитной ловушке Тримикс-3М(СВЧ)

Бишаев А.М., Бугров Г.Э., Денисюк А.И., Козинцева М.В.,
Тарелкин И.А., Харчевников В.К.
МИРЭА, г. Москва

Проведенные экспериментальные исследования по нагреву плазмы в мультипольной магнитной ловушке Тримикс-3М(СВЧ) [1] касаются фундаментального вопроса для магнитных термоядерных ловушек – способа создания в ловушке горячей плазмы. Летом 2010 на стенде для исследования магнитных ловушек было создано устройство, позволяющее вводить в объем ловушки 100 Вт СВЧ мощности на частоте 2,45 ГГц. Процесс заполнения ловушки плазмой осуществляется плазменным сгустком, который создается в плазменной пушке, и существование плазмы в ловушке длится порядка миллисекунды. Поэтому полный вклад в нагрев плазмы от СВЧ устройства составит 0,1 Дж. Кроме того, поглощение энергии происходит не во всем плазменном объеме, а только в области электронного циклотронного резонанса (ЭЦР). Размер этой области меньше, чем размер плазменного объема. Энергия плазменного сгустка, захватываемого в ловушку, составляет величину 10 -100 Дж [2] и превосходит на порядок энергию, которую плазма может получить от СВЧ подогрева. Поэтому баланс энергии такой подогрев изменить не может. А вот баланс массы может несколько изменяться, если учесть, что концентрация частиц остаточного вакуума в ловушке составляет величину $1 \cdot 10^{-17} \text{ м}^{-3}$. Как известно, при СВЧ нагреве на электронно-циклотронном резонансе (ЭЦР) температура электронов быстро возрастает. В условиях экспериментов на ловушке Тримикс-3М(СВЧ) СВЧ нагрев должен приводить к ионизации остаточного газа и возрастанию концентрации на величину порядка $1 \cdot 10^{-17} \text{ м}^{-3}$. Этот эффект и был зафиксирован с помощью СВЧ интерферометра. В экспериментах сравнивались

осциллограммы, полученные при включенном СВЧ подогреве и без подогрева. Получено, что увеличение концентрации наблюдается при магнитном поле ловушки $\sim 0,1$ Тл. В этом случае линия ЭЦР лежит в плазменном объеме. Этот факт увеличивает достоверность полученного результата. Проведенные эксперименты свидетельствуют о том, что с помощью СВЧ нагрева можно осуществлять нагрев электронной компоненты плазмы в мультипольных магнитных ловушках.

Работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы по госконтракту П957.

Литература:

1. Морозов А.И., Савельев В.В. УФН, 1998г., т.168, № 11, стр. 1153-1194.
2. Морозов А.И., Бугрова А.И. и др. Физика плазмы, 2006г., т. 32, №3, стр.

Влияние вкладываемой ВЧ мощности на удельный импульс стационарного плазменного двигателя

Бугрова А.И., Бугров Г.Э., Десятков А.В., Смирнов П.Г.,
Харчевников В.К., Шапошников М.И.
МИРЭА, г. Москва

Изучается возможность осуществления ВЧ нагрева плазмы в стационарном плазменном двигателе (СПД) с целью повышения его удельного импульса.

Для проведения экспериментальных исследований использовался модернизированный источник СПД АТОН, рассчитанный на вкладываемую мощность $W=(600 - 900)$ Вт. Данный источник наиболее подходит для решения поставленной задачи, так как в его конструкции имеется буферная область, которую можно было использовать для ввода ВЧ мощности. Ввод ВЧ мощности в источник осуществлялся индукционным методом. Использовался ВЧ генератор на частоте 13,56 МГц, тракт согласования и антенна в виде нескольких витков, намотанных на буферную область источника. Проведено детальное изучение интегральных и локальных характеристик модифицированной модели АТОН с вводом ВЧ мощности и сравнение их с характеристиками источника АТОН без ввода ВЧ мощности. Измерения проводились в интервале анодных расходов ксенона $\dot{m}_a = (1,5-2,5)$ мг/с и разрядных напряжений $U_p=(200- 400)$ В. Все эксперименты были проведены при вводимой ВЧ мощности равной 100Вт, отраженная мощность не превышала 10%.

Сравнение экспериментально полученных результатов интегральных параметров источника показало:

- ВАХ разряда в обоих случаях вертикальны, что говорит о хорошей ионизации рабочего вещества;

- при вводе ВЧ мощности в источник величины F и P увеличиваются в данном интервале U_p и \dot{m}_a . Так, при $U_p = 350$ В и $\dot{m}_a = 2,5$ мг/с, усилие увеличивается от $F = 5,0$ г до $F = 5,3$ г и соответственно удельный импульс повышается от $P = 2000$ с до $P = 2120$ с.

Сравнение результатов измерений радиальных распределений плотности направленного ионного тока в струе показывает, что с вводом ВЧ мощности увеличивается максимальное значение j_i на оси системы до $j_i = 19,0$ мА/см² (без ввода ВЧ мощности $j_i = 16,6$ мА/см²) и возрастает суммарный ионный ток, вытекающий из источника - $I_i = 1,52$ А ($U_p = 300$ В и $\dot{m}_a = 2,0$ мг/с). Отношение полного ионного тока I_i к величине разрядного тока ($I_p = 1,98$ А) в этом случае составляет величину $\alpha = 0,77$ (без ввода ВЧ мощности $I_i = 1,43$ А, $\alpha = 0,72$), что характеризует улучшение ионизации рабочего вещества при вводе ВЧ мощности в источник.

Таким образом, полученные результаты показывают не только возможность ввода ВЧ мощности в источник АТОН, но и более хорошую ионизацию рабочего вещества и увеличение удельного импульса.

Математическое моделирование емкостного вч разряда, помещённого во внешнее радиальное магнитное поле

Вавилин К.В., Гоморев М.А., Задириев И.И., Кралькина Е.А., Павлов В.Б., Тараканов В.П.

МГУ, г. Москва

В работе представлены результаты математического моделирования с помощью РИС метода [1] емкостного ВЧ разряда, зажигаемого в разрядном промежутке, близком по своей геометрии к каналу Холловского плазменного двигателя. ВЧ напряжение прикладывалось к двум электродам. Один из них находился в области расположения катода, а второй – в области расположения анода Холловского двигателя. В расчетах второй электрод был отделен от плазмы слоем диэлектрика. Магнитное поле в канале имело преимущественно радиальное направление.

При проведении расчетов предполагалось, что плазма состоит из нейтральных атомов ксенона, электронов и однократных ионов. Учитывалось, что при столкновении ионов со стенками канала и

диэлектриком, отделяющим второй электрод от плазмы, в акте ион-электронной эмиссии с вероятностью 0.3 рождается электрон.

Расчеты показали, что вблизи диэлектрика, отделяющего второй электрод от плазмы и вблизи среза канала возникают скачки потенциала. Появление продольного электрического поля и наличие радиального магнитного поля приводят к возникновению азимутального дрейфа электронов. Это, в свою очередь, приводит к формированию в канале плазмы с плотностью, превышающей 10^{11}см^{-3} . Кроме того, электрическое поле, возникающее вблизи среза канала, приводит к ускорению ионов и образованию струи на выходе из источника плазмы.

Литература:

1. Tarakanov V.P., User's Manual for Code KARAT, BRA, Inc., V.A., USA, (1992) 139.

Фундаментальные основы разработки источников плазмы на основе высокочастотного разряда низкого давления

Вавилин К.В., Кралькина Е.А., Павлов В.Б.

МГУ, г. Москва

В настоящей работе рассмотрены физические принципы разработки источников плазмы на основе индуктивного ВЧ разряда. Выбор индуктивного разряда в качестве активной среды источников плазмы продиктован его основными достоинствами – отсутствием контакта плазмы с металлическими электродами, возможностью получения высокой концентрации электронов при относительно невысоком уровне ВЧ мощности, небольшие температуры электронов, и, следовательно, невысокий потенциал плазмы относительно стенок, ограничивающих разряд. Последнее, помимо минимизации потерь мощности на стенках источника плазмы, позволяет избежать повреждения поверхности образцов ионами высоких энергий при их обработке в разряде.

Центральным вопросом физики индуктивного разряда низкого давления является вопрос о механизмах и эффективности поглощения ВЧ мощности плазмой. Настоящая работа посвящена обзору результатов по изучению эффективности поглощения ВЧ мощности плазмой индуктивного разряда при условиях, типичных для работы источников плазмы низкого давления. В качестве меры эффективности поглощения ВЧ мощности использовано понятие эквивалентного сопротивления, с помощью которого можно объективно сравнивать между собой источники плазмы, использующие в качестве рабочего процесса различные модификации ВЧ разряда.

Помимо обсуждения возможностей обеспечения эффективного ввода мощности, отдаваемой ВЧ генератором в плазму, рассмотрены условия получения максимально возможной плотности плазмы при заданном

уровне мощности и расходе рабочего газа, а также комплекс условий, обеспечивающих воспроизводимость работы источников плазмы.

Известно, что ВЧ мощность поступает в индуктивный ВЧ разряд по двум каналам: индуктивному и емкостному. Как правило, при разработке источников плазмы на индуктивном ВЧ разряде принимаются меры по уменьшению емкостной составляющей разряда. В настоящей работе рассмотрены возможности использования емкостной составляющей разряда для облегчения его поджига, повышения энергетической эффективности плазменных устройств при относительно невысоких мощностях ВЧ генератора, и стабилизации работы источников плазмы.

Моделирование осаждения электропроводящих покрытий на стенках разрядной камеры высокочастотного ионного двигателя

Мадеев С.В., Хартов С.А.

МАИ, г. Москва

Электроракетные двигатели (ЭРД) находят все большее применение в качестве тяговых модулей для космических аппаратов различного назначения. Среди большого разнообразия типов ЭРД выделяется радиочастотный ионный двигатель (РИТ), который обладает рядом существенных преимуществ: отсутствием электродов в керамической разрядной камере, зажигания и поддержания разряда без катодного узла, возможность работы на рабочих телах с низкой степенью очистки.

Традиционно считается, что в силу отсутствия электродов и низких потенциалах плазмы в разрядной камере явления катодного распыления практически отсутствуют и это не должно приводить к образованию загрязняющих токопроводящих покрытий на поверхности керамической камеры. Однако если рассматривать длительную работу двигателя с «пережатой» ионно-оптической системой (ИОС) явление катодного распыления вторичными ионами (с энергиями 200-500эВ) ускоряющего электрода будет приводить к перепылению материала электрода на поверхность керамической камеры. Аналогичны явления будут происходить при испытаниях двигателя в вакуумных камерах ограниченного объема при распылении ускоренными потоками стенок камеры. В результате на поверхности разрядной камеры будут формироваться покрытия, которые могут способствовать возникновению скинслоя, влияющего на рабочие характеристики двигателя. Формирование этих покрытий происходит в условиях ионной бомбардировки поверхности и наличия переменных электромагнитных полей. Топология поверхности будет отображать всю совокупность воздействий окружающей среды.

Основной трудностью является описать получаемые образования. Характерной особенностью такого формирования покрытия является неравновесность процесса. Обычно при рассмотрении его макроскопических характеристик не учитывают структуру на микронном уровне. Для описания этого диапазона масштабов используется метод фрактального анализа. Фрактальность подразумевает самоподобие в определённом диапазоне масштабов. Применяя математический аппарат хаотической динамики, можно спрогнозировать определённые физические характеристики процесса, а переносясь обратно на моделируемый процесс – спрогнозировать определённые характеристики двигателя.

Подобный процесс можно смоделировать с использованием магнетронных распылительных систем. В докладе приводится обоснование и результаты подготовки эксперимента для проверки этой гипотезы.

Моделирование рабочего процесса в газоразрядной камере высокочастотного ионного двигателя

Канев С.В., Латышев Л.А., Нигматзянов В.В., Хартов С.А.
МАИ, г. Москва

Для современных и перспективных космических аппаратов, предназначенных для операций в окрестности Земли и исследования дальнего космоса необходимы двигатели с высоким удельным импульсом. Такими характеристиками обладают ионные двигатели (ИД) и в частности их разновидность с использованием высокочастотного разряда для ионизации рабочего тела (ВЧ ИД).

При создании моделей ВЧ ИД важной задачей является обоснование влияния параметров газоразрядной камеры (ГРК) на тяговые характеристики и эффективность двигателя. В лаборатории ВЧ ИД МАИ предполагается как численно, так и экспериментально, исследовать влияния геометрических параметров индуктора, формы и материала ГРК с целью повышения эффективности процессов ионизации рабочего тела.

До настоящего времени систематических исследований разработчиками схемы ВЧ ИД в данном направлении не проводилось. Однако имеются экспериментальные результаты о том, что путем изменения в частности формы ГРД с цилиндрической на полусферическую или эллиптическую позволяет сэкономить от 20% до 25% энергии, затрачиваемой на ионизацию рабочего тела. Из экспериментов было рекомендовано для этих же целей, чтобы витки индуктора не располагались слишком близко друг от друга, так как следует избегать взаимодействия соседних витков на уровне полей.

Было показано, что имеется оптимальное положение ионно-оптической системы относительно индуктора. Таким образом, можно наметить пути для проведения систематических исследований. Первым шагом по мнению авторов должна стать разработка математической модели рабочего процесса в ГРК ВЧ ИД.

В настоящем докладе представлены обоснование проведения исследований и подходы к построению математической модели.

Анализ индукционного высокочастотного разряда методом электронной магнитной гидродинамики

Пискунков А.Ф., Обухов В.А.

МАИ, г. Москва

Доклад представляет развитие модели высокочастотного разряда в газе низкого давления на примере Ag в качестве рабочего тела [1]. ВЧ поле генерируется цилиндрической катушкой на границе разрядной плазмы. Перенос магнитного поля за пределы классического скин-слоя в рабочий объем плазмы осуществляется конвективно с образованием магнитной волны. При переносе поля, например в пределах положительного импульса, плазма обладает магнитным моментом, приобретенным «замагниченными» электронами за отрицательный импульс и сохранившим его при малом затухании. На фронте магнитной волны формируется тонкий токовый слой, принимающий форму спирали с минимумом магнитного поля на оси слоя. Ток в слое имеет радиальную и азимутальную компоненты и определяется величиной магнитного поля. При движении слоя происходит аннигиляция магнитного поля с выделением энергии. Резонансный режим осуществляется, когда за время половины периода поле одного знака заполняет весь объем плазмы. На границе плазмы генерируется поверхностный ток, сдвинутый по времени на четверть периода относительно тока в скин-слое. В оптимальных условиях эти токи генерируют импульсное магнитное поле на границе плазмы. В этих режимах давление электронного газа практически постоянно и равно эффективному значению магнитного давления. При движении токового слоя при аннигиляции в него попадают «замагниченные» электроны, которые захватываются в магнитной и электростатической ловушке. Электроны с высокой энергией остаются в ловушке дольше, чем с малой энергией, т.к. имеют большее время для кулоновских столкновений. В такой постановке проявляется механизм появления «горячих» электронов, обеспечивающих эффективную ионизацию газа. Электроны нагреваются в скин-слое на границе плазмы и переносятся к оси разряда радиальным током. Температура электронов может существенно уменьшаться к оси разряда, но частота ионизационных столкновений

оставаться практически постоянной величиной по оси разряда. В докладе приводятся оценки параметров трансформаторной связи первичной цепи, подключенной к ВЧ генератору, и цепи разряда. Результаты расчета сравниваются с экспериментальными данными.

1. А.Ф.Пискунов, В.А. Обухов, Модель индуктивного высокочастотного разряда низкого давления, доклад на международной конференции «Физика высокочастотных разрядов», Казань, апрель 2011г.

Предварительное экспериментальное исследование рабочих характеристик высокочастотного ионного источника при работе на

диоксиде углерода

Фейли Д., Лёб Х.В.

Университет Юстуса Либика, г. Гиссен, Германия

Смирнова М.Е., Казаков Е.Н.

МАИ, г. Москва

Одной из перспектив развития электроракетных двигателей (ЭРД) является их применение на аппаратах, предназначенных для полетов в верхних слоях атмосферы Земли или других планет, с использованием в качестве рабочего тела (РТ) атмосферных газов. Такая схема работы позволила бы избавиться от необходимости хранения РТ весь период эксплуатации установки и, следовательно, снизить массу космического аппарата в целом.

Расширение спектра возможных для использования газов может быть полезно и в случаях использования источников ионов на базе схем соответствующих ЭРД в технологических целях, где это может способствовать созданию необходимых для протекания того или иного технологического процесса условий или появлению принципиально новых процедур получения покрытий и других структур.

В настоящее время для работы на разных газах лучше всего могут подойти высокочастотные ионные двигатели (ВЧ ИД) и источники ионов (ИИ) на их основе, конструкции которых позволяют их эксплуатацию с использованием любых газообразных рабочих тел.

Первым шагом в направлении целенаправленного создания описанных устройств должно быть изучение возможностей работы существующих двигателей на предполагаемых газах. В работе представлены экспериментальные данные, полученные при исследовании функционирования ВЧ ИИ-10 (RIM-10) на диоксиде углерода. Для сравнения приведены результаты измерений основных характеристик того же ИИ при работе на аргоне.

Формирование отверстий в ускоряющем электроде ИОС методом ионного прошивания

Вебер А.В., Казаков Е.Н., Могоулкин А.И., Никитиных И.В.,
Обухов В.А., Ситников С.А., Смирнова М.Е., Хартов С.А.
МАИ, г. Москва

Узел ионно-оптической системы (ИОС) является одним из основных элементов ионных двигателей (ИД), определяющих их выходные характеристики. Он состоит из двух или трех эквидистантных пластин – электродов, выполненных в виде сегментов сферы, густоперфорированных соосными отверстиями. Для обеспечения высокой эффективности двигателя отверстия в соседних электродах выполняются разного диаметра. Количество отверстий достигает, например, для 300 мм электрода – 15600, при этом требования к точности их изготовления очень высоки. Современные методы изготовления – электро-эрозией или лазерным прошиванием требуют значительных временных затрат.

Развитие ИД (в том числе и радиочастотных) ставит перед разработчиками задачу увеличения размеров двигателя и, следовательно, их электродов, переход на новые конструкции на основе углерод-углеродных композиционных материалов. Современные технологии изготовления этих деталей будут являться лимитирующим фактором при налаживании мелкосерийного производства двигателей.

Ранее в МАИ в середине 70-х была показана принципиальная возможность изготовления ускоряющего электрода, выполненного из меди, методом ионного прошивания. При этом процесс осуществлялся при работе двигателя с установкой медной пластины непосредственно в узел ИОС. Результаты данного исследования продемонстрировали образование в плоской пластине отверстий за приемлемые времена работы двигателя. Отверстия первоначально образовывались в центре электрода, а затем на периферии.

В настоящем докладе приводятся расчетные оценки параметров процесса ионного прошивания и результаты натурального эксперимента по изготовлению 100 миллиметрового электрода из углерод-углеродного материала. Эксперимент показал, что в отличие от меди за 100 часов были полностью сформированы в основном периферийные отверстия. Образование же отверстий в центре осталось незаконченным и за 150 часов. Представлен анализ полученных данных, результаты вспомогательных исследований по проверке ряда гипотез и обсуждение возможности развития работ.

Моделирование образования сажи в камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей

Абрамчук Т.В.

Авиадвигатель, г. Пермь

При разработке камер сгорания с низким уровнем эмиссии вредных веществ, в том числе и дыма, нужно располагать научно обоснованными рекомендациями для правильной организации рабочего процесса. При этом необходимо адекватно описывать взаимодействие детальной химической кинетики и турбулентного течения, а также этапы формирования частиц сажи с их последующим выгоранием. Для этого широко используются различные математические модели образования сажи, в подавляющем большинстве которых присутствует определенный уровень эмпирики.

В работе проводится сравнение трех моделей образования сажи: модель Теснера, модель Линдштедта и гибридная Flamelet-EDM модель.

В качестве объекта исследования выбраны следующие конструкции камер сгорания (сектор камеры в 30°):

серийная камера сгорания двигателя ПС-90А

серийная малоэмиссионная камера сгорания двигателя ПС-90А1

серийная малоэмиссионная камера сгорания двигателя ПС-90А1 с модифицированным соплом завихрителя

Расчеты выполнены в пакете ANSYS CFX v12.1. В качестве граничных условий для расчетов заданы параметры, соответствующие режиму испытаний на одnogорелочном отсеке (Таблица 1).

Таблица 1

Параметр	Значение
Температура воздуха на входе в ЖТ	200 С
Давление воздуха на входе в ЖТ	7 атм
Расход топлива	0,03351 кг/с
Расход воздуха через ЖТ	1,9895 кг/с

Сравнение выполненных расчетов с экспериментальными данными показало, что ни одна из трех представленных моделей не позволяет с достаточной точностью количественно описать уровень выбросов сажи на выходе для всех трех вариантов жаровой трубы камеры сгорания ГТД. В то же время, наиболее приемлемые результаты с точки зрения описания *тенденции* в изменении уровня сажеобразования при изменении конструкции жаровой трубы продемонстрировала модель Линдштедта.

При этом результат моделирования сажеобразования определяется не только эмпирическими зависимостями, заложенными в модели, но также целым комплексом факторов, таких как моделирование

химической кинетики, турбулентности, распространения жидкой фазы топлива в жаровой трубе.

Расчет модельного лабиринтного уплотнения в нестационарной постановке методами вычислительной гидрогазодинамики

Евдокимов И.Е., Брыкин Б.В.

НТЦ им. А.Люльки, МАИ, г. Москва

Уменьшение утечек и перетечек воздуха в газоздушном тракте двигателя ведет к повышению эффективности ГТД. Для снижения перетечек в двигателе традиционно применяются различные виды лабиринтных уплотнений. Возникающие в уплотнениях циркуляционные силы отрицательно сказываются на устойчивости роторных систем. Совершенствование методов анализа вибраций в турбомашине требует продолжения исследований в направлении вычислительной гидрогазодинамики и создания методических основ оценки устойчивости роторных систем с учетом вклада в устойчивость газодинамических сил.

Представленная работа является развитием опубликованных ранее исследований модельного лабиринтного уплотнения, построенного по стандарту API 617 американского института нефти и газа, по результату которых были определены значения аэродинамических сил при различном эксцентриситете, а также разработана общая методика моделирования и расчета течения в лабиринтных уплотнениях сложной конфигурации.

Особенностью настоящей работы является изменение эксцентриситета ротора двигателя в течение времени расчета с записью промежуточных результатов, содержащих в себе значения исследуемых параметров. По результатам расчетов был проведен анализ зависимости возникающих аэродинамических сил от времени и значения эксцентриситета.

Все модели, представленные в данной работе, были построены в САД программе Unigraphics NX6, с последующим экспортом в программу – сеткопостроитель ANSYS ICEM CFD v.12.1. Нестационарные газодинамические расчеты и обработка полученных результатов проводилась в программе ANSYS CFX v.12.1.

Улучшение динамических характеристик электромагнитных клапанов в пневмогидравлических системах ЖРД

Бойко В.С., Конох В.И.

КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

В жидкостных ракетных двигателях многократного включения с уровнем тяг до 5 кН эффективным является применение

электрогидроклапанов (ЭГК) в линиях питания камеры сгорания компонентами топлива. Для выполнения требуемых характеристик запуска и останова двигательной установки необходимо обеспечить высокие и стабильные показатели быстродействия ЭГК. Эту задачу решает разработанный ЭГК с дренажом, который выполнен по схеме с усилением. В процессе экспериментальной отработки выявлена существенная зависимость времени открытия ЭГК от объема магистрали на выходе. Установлено что для устранения этой зависимости необходимо чтобы выходная полость заполнялась независимо от выходного трубопровода. Этого можно достичь, установив в выходной штуцер ЭГК сопло Вентури, которое разъединяет выходную полость и выходной трубопровод.

В докладе приводятся результаты экспериментальных и расчетных исследований влияния объема выходной гидравлической магистрали на время открытия электрогидроклапана с усилением и дренажом. Получена зависимость времени открытия при различных объемах трубопровода на выходе от геометрических параметров сопла Вентури.

Современные жидкостные ракетные двигатели включают в себя пневматические блоки управления с разнообразными агрегатами автоматики, в том числе электропневмоклапаны (ЭПК). Как правило, электропневмоклапаны работают в широком диапазоне входных давлений и расходов, а сложное взаимодействие в момент срабатывания с другими агрегатами автоматики и трубопроводами приводит к ухудшению динамических характеристик и надежности срабатывания ЭПК. Так, уменьшение диаметра и увеличение длины магистрали на входе (или повышение гидравлического сопротивления) приводит к увеличению времени открытия, ухудшению стабильности срабатывания ЭПК и росту утечек рабочего тела в дренаж.

Предложено техническое решение, которое повышает надежность срабатывания электроклапана, снижает время его открытия и потери рабочего тела за счет того, что на основном и дренажном клапане выполнены золотниковые элементы, обеспечивающие перекрытие проходных сечений между клапанами и их седлами в момент срабатывания.

Для подтверждения эффективности принятого технического решения проведены экспериментальные и расчетные исследования ЭПК с усилением.

В докладе приводятся результаты экспериментальных и расчетных исследований динамических характеристик электропневмоклапана с усилением в системе с увеличенным гидравлическим сопротивлением на входе.

Влияние натягов и зазоров деталей роторов на их динамические характеристики

Булатов К.Ю., Леонтьев М.К.,
МАИ, г. Москва

Роторные системы представляют собой сборочные единицы, включающие достаточно много элементов, которые, как правило, устанавливаются на вал ротора с натягами. Цель - исключить появление локальных податливостей между деталями роторной системы и получить жесткую конструкцию ротора. Повышение быстроходности роторных систем ведет к тому, что опасные критические частоты вращения снижаются к верхним границам частотного диапазона. Запас по первой изгибной форме колебаний становится незначительным, и любое ослабление натягов и ведет к опасным вибрациям ротора на его рабочих режимах.

В докладе рассматриваются проблемы доводки конструкции центробежного компрессора с приводом от электромотора на активных магнитных подшипниках (АМП), разработанного в ООО «ТУРБОПНЕВМАТИК», через его динамический анализ. Моделирование и анализ динамической системы компрессора производились в программном комплексе DYNAMICS R4 (www.alfatran.com). Магнитные опоры моделировались коэффициентами жесткости и демпфирования, предоставленные компанией SKF (Швеция) – разработчиком электромотора компрессора на АМП.

Представлена модель ротора, диаграммы собственных частот, частотные спектры и формы колебаний для различных вариантов модели компрессора, результаты расчета вынужденных колебаний от дисбалансов компрессора.

Результаты анализа позволили исследовать влияние натягов на динамические характеристики компрессора, найти причину опасных вибраций и принять решение об изменении конструкции центробежного колеса компрессора, гарантирующего высокую жесткость ротора.

Литература:

1. Леонтьев М.К., Давыдов А.В., Дегтярев С.А. Динамика роторных систем с магнитными опорами/ Вестник Московского авиационного института (национальный исследовательский университет), в печати.
2. Леонтьев М.К., Иванов А.В. Модальный анализ динамических систем роторов. «Известия высших учебных заведений. Авиационная техника». 2005, №3. С.31-35

Численное исследование динамических характеристик рабочего колеса компрессора газотурбинного двигателя при возникновении автоколебаний

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

Одним из этапов модернизации и создания перспективных и надежных газотурбинных установок с максимальным коэффициентом полезного действия является улучшение его газодинамических параметров, что невозможно без создания новых рабочих колес компрессора. Новые технологии и вычислительные мощности позволяют проектировать лопатки компрессора сложной пространственной конфигурации. Тяжелые условия работы двигателя делают актуальной проблему обеспечения динамической прочности его узлов и агрегатов. Важным является создание рабочих лопаток компрессора, которые должны быть устойчивы к автоколебательным процессам.

В качестве частного случая рассматривается явление дозвукового срывного флаттера. Работа проводится в несколько этапов. На первом этапе для качественной оценки частот колебаний от сдвига фаз строится математическая модель на основе связанной системы «диск-лопатки» в виде плоского цилиндрического разреза лопаточного венца. Профили лопаток считаются жесткими, а упругие свойства моделируются элементами в виде пружин соответствующей жесткости. Полученная математическая модель представляет собой систему конечно-разностных уравнений второго порядка.

На следующем этапе рассматривается нестационарное взаимодействие рабочего колеса с потоком газа и оценивается вклад работы каждой составляющей колебания. Показан существенный вклад изгибно-крутильной связанности форм. Данный результат может расцениваться как один из критериев возникновения автоколебаний.

Для оценки возможности возникновения автоколебаний конкретной рабочей лопатки компрессора на этапе предварительного проектирования необходимым условием является расчет ее собственных частот и форм. Ввиду сложной трехмерной конфигурации модели расчет проводится методом конечных элементов, реализованном в программном продукте ANSYS Mechanical APDL. Наиболее показательным этапом работы является построение диаграммы Кэмбелла, на которой визуально можно заметить сближение второй изгибной и третьей изгибно-крутильной собственных форм колебаний, что может рассматриваться как критерий возможного возникновения автоколебаний.

Экспериментальное исследование тепло гидравлических характеристик пластинчато-ребристых высоко компактных поверхностей теплообмена на смесях газов с аномально низкими числами Прандтля для применения в рекуператорах и концевых холодильниках замкнутых газотурбинных установок

Егоров К.С.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Одним из вариантов обеспечения энергетических потребностей различных космических аппаратов является применение замкнутой газотурбинной установки (ЗГТУ). ЗГТУ могут также найти применение в наземных условиях в качестве автономного источника электроэнергии малой мощности. Применение ГТУ открытого цикла в этом случае наталкивается на определенные трудности, связанные с низкими значениями коэффициентов полезного действия (КПД) компрессора и турбины. Это связано с малыми размерами колес турбомашин.

Ограничение на температуру газа перед турбиной ЗГТУ из-за отсутствия системы охлаждения диктует необходимость искать другие способы увеличения коэффициента полезного действия замкнутой газотурбинной установки. В частности, возможно применение рекуператора.

Для снижения массо-габаритных показателей регенератора предлагается использование высококомпактных поверхностей теплообмена. Они представляют собой пластинчато-ребристые поверхности теплообмена с шахматным расположением ребра.

Целью данного экспериментального исследования является определение теплогидравлических характеристик поверхностей теплообмена с различными газами с разным значением числа Прандтля. Диапазоны чисел Рейнольда, вычисленные по гидравлическому диаметру канала варьировались в пределах 200 ### 1000.

Работа выполнена рамках тематического плана Рособразования и Науки № ГЭ2307сп, ГЭ2308сп. Авторы выражают признательность академику РАН Леонтьеву А.И. за участие в обсуждении результатов работы.

Устойчивость жесткого ротора в упруго-демпферных подшипниках скольжения различных типов

Ермилов Ю.И.

МАИ, г. Москва

Упруго-демпферные подшипники скольжения (УДП) широко применяются в качестве опор высокооборотных турбомашин.

УДП с жидкостной смазкой используются в турбокомпрессорных агрегатах наддува двигателей внутреннего сгорания. Один из наиболее распространенных видов УДП с газовой смазкой, лепестковые газодинамические подшипники, используются в турбохолодильниках систем кондиционирования самолетов, в малых энергетических установках и являются перспективными для использования во вспомогательных силовых установках, малых центробежных компрессорах, малых турбореактивных двигателях и других высокооборотных турбомашинах.

Упруго-демпферные подшипники скольжения позволяют при правильном подборе параметров устранить самовозбуждающиеся колебания (автоколебания) ротора, присущие обычным подшипникам, и добиться устойчивости вращения ротора практически при очень высоких частотах вращения.

Сложность динамической системы ротора в УДП создает ряд проблем при расчетах устойчивости ротора к внешним возбуждающим автоколебания ротора силам, в частности, гидромеханическим силам в проточных частях и уплотнениях турбомшины, а также в случае несимметричного или обладающего ненулевыми моментами инерции ротора. В известной литературе представлены практически только результаты теоретических исследований симметричного и обладающего ненулевыми моментами инерции ротора к силам смазочного слоя.

Разработаны теоретические модели и программное обеспечение, позволяющее рассчитывать практически все динамические характеристики роторных систем с обычными и упруго-демпферными подшипниками скольжения на границе устойчивости при действии сил смазочного слоя и внешних возмущающих гидромеханических сил при симметричном и несимметричном роторе, в частности, частоты возникающих колебаний, относительной амплитуды и фазы колебаний цапф. Проведены расчеты динамических характеристик роторной системы в широком диапазоне параметров.

Управление режимами горения в комбинированном канале при сверхзвуковой скорости воздушного потока

Забайкин В.А., Третьяков П.К.

ИТПИ СО РАН, г. Новосибирск

Работа направлена на изучение способов управления режимами горения в сверхзвуковом высокотемпературном воздушном потоке, с целью повышения эффективности тепловыделения в трактах прямоточных двигателей.

Преимуществом организации горения в газодинамической системе типа псевдоскачка, по сравнению с диффузионным режимом горения,

является высокая полнота сгорания при допустимых потерях полного давления. При этом наблюдается интенсификация горения, приводящая к уменьшению длины пламени, что связано с высокой эффективностью смешения, вызванной наличием газодинамических структур. В то же время управление псевдоскачком, причём как в изотермическом потоке, так и особенно при организации горения, является сложным и связано с введением устройств, загромаждающих поток.

В работе показано, что кратковременное энергетическое воздействие на воздушный поток позволяет без использования дополнительных стабилизаторов управлять псевдоскачком в каналах, в том числе интенсифицируя и изменяя режимы горения. При периодическом воздействии псевдоскачок может перемещаться по каналу и занимать новое квазистационарное положение, в зависимости от частоты и энергии импульсов. Оптическим методом (используя высокоскоростную шпирен-регистрацию) и по данным распределения давления проведены исследования газодинамической структуры и скорости перемещения псевдоскачка. Показано, что возможно применение различных способов энерговода, позволяющих создавать и управлять псевдоскачком импульсно-периодическим воздействием.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 09-08-00998.

Cals-технологии в проектировании и опытном производстве элементов турбокомпрессоров

Ионов А.В., Терентьев В.В.

МАИ, г. Москва

Целью работы является развитие научно-методической базы применения CALS-технологий для управления инженерными данными на примере подготовки производства и доводки конструкции центробежных колес для турбодетандера крионасоса системы с высокотемпературными сверхпроводниками.

В работе рассмотрен процесс изготовления центробежных колес (крыльчаток), основанный на технологических возможностях «Ресурсного центра МАИ в области авиастроения» (РЦ МАИ). Работы велись по сквозной итерационной безбумажной цепочке «проектирование – производство – контроль - изменения». В ходе изготовления колес для опытного экземпляра крионасоса было получено большое количество данных, которые в компьютерном виде описывают конструкцию, технологический процесс, измерения, работу оборудования и др.

С точки зрения применения CALS-технологий возникает неоднозначность описания объекта. Объектом могут являться как конструкторские решения колеса, CAD модель готовой детали, так и

технологические процессы (ТП) и данные, необходимые для его производства и контроля. В ходе работ создавались САД модели и документы ТП для заготовок с учетом особенностей технологий стереолитографии, вакуумного литья воска в силиконовые формы, усадок литья алюминия по выплавляемым разнотолщинным моделям. Накапливались данные контроля геометрических параметров и дефектации деталей, полученные с использованием лазерного сканирования и компьютерной томографии. Особенности работы являлись частые изменения в документации, отражающие подбор режимов работы технологического оборудования и модификации в САД моделях.

Был проведен анализ и систематизация данных. Описано взаимодействие данных как внутри ТП, так и с данными других подэтапов жизненного цикла ЖЦ: газодинамический расчет, разработка конструкции, испытания. Получены следующие результаты: проведена классификация данных, которые используются в технологическом процессе и описывают его; сформулированы требования к управлению инженерными данными; предложена модель данных, реализующая сквозную технологию опытного производства для РЦ МАИ.

Следующим этапом развития методологической базы CALS-технологий должна стать практическая реализация предложенной модели-данных в PDM-системе TeamCenter Engineering.

Перспективы развития энергетического обеспечения объектов авиации

Лебедев В.В., Хоменко И.В.
ВАИУ, г. Воронеж

Целью работы являлось создание альтернативного источника энергетического обеспечения объектов авиации.

В Военно-воздушных силах Российской Федерации немало объектов, располагающихся на значительном удалении от промышленных центров с развитой энергетической структурой. Это, например, аэродромы, автоматизированные пункты и центры обработки радиолокационной информации, пункты наведения, командные пункты, узлы связи, ретрансляторы и т.д. Для удовлетворения энергетических потребностей этих объектов приходится использовать промышленную электросеть с ограниченной мощностью или автономные источники электроэнергии. При этом объекты, имеющие стационарные линии электропередач с целью повышения их живучести и надежности должны иметь автономные электроагрегаты. Для передвижных объектов такие агрегаты являются практически единственным источником электроэнергии.

В качестве автономных источников используются дизельные и бензоэлектрические агрегаты, расход топлива у которых таков, что возникает необходимость ежесуточной дозаправки. Дополнительные емкости для хранения количества топлива, достаточного для автономной работы в течение длительного времени, на многих передвижных объектах не предусмотрены. Следовательно, чтобы обеспечить непрерывную работу объектов, необходимо организовывать дополнительные перевозки.

При этом возникают определенные проблемы:

- снижается скрытность объекта;
- объекты часто размещены на значительном удалении друг от друга, поэтому перевозки на большие расстояния усложнены, к тому же, это приводит к увеличению расхода ресурса транспортных средств;
- объекты имеют электроагрегаты, способные работать только на дизельном топливе или бензине, стоимость которых с каждым годом растет, что приводит к увеличению финансовых затрат на их эксплуатацию.

В связи с этим для уменьшения зависимости стационарных и ограниченной мобильности объектов от снабжения требуется применять энергосберегающие технологии. В первую очередь это достигается использованием, наряду со штатными, альтернативных источников электроэнергии, в частности устройства энергетического обеспечения использующего энергию ветрового потока.

Предложенное устройство энергетического обеспечения позволяет повысить нагрузочную способность и единичную мощность конструкции. Таким образом, увеличивается эффективность применения альтернативного источника энергетического обеспечения, снижается удельная себестоимость устройства и вырабатываемой электроэнергии, что способствует улучшению экологической обстановки.

Исследование и анализ конструктивного облика, уровня надёжности и эксплуатационной технологичности авиационных ГТД 5-го поколения ЛА военного и гражданского назначения

Нестеренко В.Г., Равикович Ю.А., Ардатов К.В., Нестеренко В.В.,

Игумнова А.С.

МАИ, г. Москва,

Яковлев И.А.

НПО «Сатурн», г. Москва

Технические требования к конструктивным параметрам ГТД 5-го поколения существенно повысились. Это приводит к необходимости совершенствования их конструктивных схем, а также разработке новых

кон-струкций узлов холодной и горячей части двигателя. Этому способствует значительный прогресс в появлении новых материалов с улучшенными свойствами прочности и уменьшенной плотности, которые позволяют неохлаждаемым деталям горячей части двигателя работать при температурах до 1200°С. Рассматривается конструктивный облик перспек-тивных ТРДД гражданского назначения, ТРДДф военной авиации, ТВД и ТВЛД для самолётов и вертолётов, возможность выделения из базового газогенератора отдельных модулей его горячей части. Для гражданских транспортных ТРДД важной конструкторской задачей является повышение его степени двухконтурности до величин $m = 12 \dots 14$, а в ТВВД до значений 20...25. При этом, по условиям прочности, необходимо снижение частоты вращения ротора вентилятора, из-за чего должен быть установлен промежуточный редуктор с планетарными или цилиндрическими колёсами. Рассматриваются конструкции ряда зарубежных редукторных ТРДД, а также отечественные проекты таких двигателей с тягой от 20 до 140 КН. Показано, что их удельная масса меньше, чем у ТРДД аналогичной тяги. Также разработаны рекомендации по применению различных способов сокращения числа ступеней компрессора и турбины, в частности при изменении наружного диаметра газоздушного тракта или повышения напорности ступени компрессора, степени расширения газа в ступени турбины и др. Для ТВД и ТВЛД с мощностью менее 3500 Квт разработана методика «масса – стоимость жизненного цикла двигателя», позволяющая произвести оценку выбора максимальной температуры газа перед турбиной с учётом экономических критериев. Исследованы различные конструктивные решения по повышению КПД цикла, включая конструкции встроенного в выхлопную часть двигателя рекуператора. Для ТРДДф 5-го поколения представлен анализ различных конструкций плоского сопла, оценены их весовые характеристики и конструктивно схемные решения, обеспечивающие требования незаметности и снижения уровня гидравлических потерь.

Разработка и экспериментальное исследование конструктивных способов повышения эффективности высокотемпературных турбин авиационных ГТД, с целью снижения конечных потерь энергии газа и интенсификации системы плёночного охлаждения

Нестеренко В.В., Нестеренко В.Г.

МАИ, г. Москва

Уровень профильных, конечных и вторичных потерь энергии газа в ступе-нях турбин определяется комплексом термогазодинамических, прочностных и конструктивных параметров, выбираемых при

проектировании. Для обеспечения тепловой защиты и эффективного плёночного охлаждения на-ружных поверхностей лопаток турбин, включая торцевые поверхности межлопаточных каналов, находящиеся в зоне воздействия вторичных токов, требуется, в том числе, анализ перетеканий газа в пограничном слое лопаток, которые «сносят» поток охлаждающего воздуха, образуемый системой плёночного охлаждения, в поперечном относительно основного потока направлении. В связи с этим, правомочна постановка задачи по определению целесообразных, возможно отличных от оптимальных, режимных и конструктивных параметров лопаточного аппарата охлаж-даемой высокотемпературной турбины, таких как величина аэродина-мической нагруженности ступени турбины, их количество, относительный шаг решётки профилей, размер хорды и число лопаток. Других конструк-тивных характеристик, в том числе форму и степень раскрытия проточной части турбины, конфигурацию переходного канала между ТНД и ТВД на основе критериев, определяющих газодинамическую эффективность турбины в целом, требований по повышению уровня эксплуатационной экономичности и снижения финансовых затрат на всех этапах жизненного цикла авиационного ВРД. Рассматриваются конструкции турбин тради-ционной и биротативной схемы, дополнительные конструктивные элементы различной формы и конфигурации, снижающие уровень вторичных потерь и способствующие повышению эффективности системы плёночного охлаждения торцевых полок лопаток. Представлена их классификация, а также перечень способов отсоса и наддува пограничного слоя в меж-лопаточном канале решёток профилей на торцевых стенках и выпуклой поверхности профиля. В заключение анализируется возможность уменьше-ния уровня концевых потерь и повышения эффективности плёночного ох-лаждения в межлопаточных каналах лопаток соплового аппарата и рабочего колеса в ряде современных и перспективных отечественных ВРД: РД33МК и АЛ-31ф, ВК 2500 и ТВ7-117, ПД - 14 и др.

Исследование характеристик ступени малорасходного центробежного компрессора на смесях инертных газов

Новицкий Б.Б., Арбеков А.Н.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящее время для дальнейшего развития космической техники необходимы мощные энергетические установки, широко используемые солнечные батареи обладают множеством существенных недостатков затрудняющих их дальнейшее использование на околоземной орбите. Поэтому для решения некоторых задач, в качестве источника энергии имеет смысл использовать замкнутую газотурбинную установку, где в

качестве нагревателя выступает солнечное излучение или ядерная установка. Проектирование данных газотурбинных установок, на смесях инертных газов в качестве рабочего тела, требует накопления определённых знаний и экспериментальных исследований, необходимых для облегчения процесса создания данных энергетических машин. Основным элементом затрудняющим широкое распространение замкнутых газотурбинных установок является малорасходный центробежный компрессор.

Поэтому ставится задача проведения экспериментального определения характеристик малорасходного центробежного компрессора (зависимостей степени повышения давления компрессора от частоты вращения, расхода и положения дроссельной заслонки) на различных рабочих телах (воздух, гелиоксеновая смесь), с дальнейшим исследованием теоретических методов расчёта и определения характеристик данного вида компрессоров (выбор оптимальных коэффициентов потерь и уменьшения напора). А также определения оптимального алгоритма расчёта малорасходных центробежных компрессоров в системах автоматизированного проектирования (пакеты CAELinux и ANSYS).

Экспериментальная установка представляет центробежный компрессор со степенью повышения давления 1,4...2,2 с электроприводом с ротором на постоянных магнитах мощностью 7,5 кВт. В качестве нагрузки предполагается использование дроссельной заслонки установленной за улиткой компрессора. Далее рабочее тело поступает в теплообменники (газ-вода), где охлаждается до T_0 (начальной температуры) и поступает в расходомерную шайбу, откуда попадает в рабочее колесо компрессора. Часть газа перед дроссельной заслонкой отбирается и поступает в концевой теплообменник (газ-вода) где охлаждается, далее она идёт на охлаждение электродвигателя и подшипниковых узлов и поступает в рабочий тракт перед теплообменником сброса теплоты. В ходе эксперимента измеряются количество оборотов рабочего колеса, температуры и статические давления перед и после расходомерной шайбы, а также температуры и полные давления после компрессора (перед дроссельной заслонкой). Всё это позволит построить характеристику компрессора и создать алгоритм расчёта малорасходного компрессора в системах САПР.

Программа расчета коэффициентов влияния для математической модели газотурбинного двигателя обобщенной схемы

Пегова Е.П.

МГТУ ГА, г. Москва

Целью данной работы является совершенствование методов определения технического состояния авиационного двигателя в процессе эксплуатации с использованием его математической модели.

На предыдущем этапе была разработана универсальная линеаризованная математическая модель авиационного ВРД и показаны способы её трансформирования для различных схем двигателей, нашедших применение в гражданской авиации. Уравнения отражают основные термогазодинамические процессы, протекающие в двигателе и линеаризованные в окрестности расчетной точки. Линеаризация была произведена методом малых отклонений. Система линейных уравнений имеет 53 уравнения и 88 переменных. Переменные, в свою очередь, разделяются на независимые (факторы) и зависимые (отклики). Количество откликов равно 53 (левая матрица), а факторов 35 (правая матрица). Отсюда следует, что данная система имеет единственное решение (матрица коэффициентов влияния).

Процесс получения таблицы коэффициентов влияния для линеаризованной математической модели был произведен на примере двигателя ПС-90А. Решение системы из 53 уравнений было выполнено в среде программирования Паскаль, программы была рассчитана на операционную систему MS DOS, не предполагала многократное изменение вводимых данных.

Настоящая программа позволяет получить таблицу коэффициентов влияния независимых параметров на зависимые для любого типа ГТД, которому можно сопоставить определенную логическую схему. Программа выполнена на объектно-ориентированном языке программирования Visual Basic 6. В программе учтен тот факт, что исследуется довольно большая система уравнений (53). Для вычисления коэффициентов при неизвестных переменных используется порядка ста характеристических коэффициентов двигателя. Некоторые коэффициенты вычисляются расчетным путем, некоторые берутся из экспериментально полученных графиков. Интерфейс программы построен таким образом, чтобы было обеспечено максимальное удобство работы с большим объемом информации. В программе предусмотрены быстрый перерасчет математической модели при изменении входных параметров, сохранение результатов в виде файла Excel, загрузка исходных данных из Excel.

Следующим этапом в разработке программы будет идентификация математической модели, а именно сопоставление коэффициентов

влияния, полученных расчетом с экспериментальными. Частное решение этой задачи было получено для двигателя ПС-90А в МГТУ ГА. Данная программа предполагает решение такой задачи для любого типа ГТД.

Оптимизация вторичных вихревых течений в каналах сопловых и рабочих лопаток газовых турбин применением неосесимметричных торцевых поверхностей

Самохвалов Н.Ю., Тихонов А.С.

Авиадвигатель, г. Пермь

При проектировании высокоэффективных лопаточных решеток перспективных авиационных двигателей значительная роль отведена минимизации вторичных потерь в каналах сопловых и рабочих лопаток. Одним из перспективных методов реализации снижения интенсивности вихревых составляющих в потоке является внедрение в конструкцию трехмерных неосесимметричных торцевых поверхностей межлопаточных каналов (локальное пространственное профилирование торцевых поверхностей).

Целью данной работы являлось проведение комплексного анализа влияния неосесимметричности торцевых поверхностей межлопаточных каналов на вторичные вихревые структуры в пристеночных зонах.

В качестве объекта исследования выбрана решетка сопловых лопаток второй ступени перспективной газовой турбины. Расчетное исследование осуществлялось в стационарной, трехмерной постановке с помощью коммерческого пакета ANSYS CFX 13.0.

Анализ результатов исследования показал целесообразность изменения профиля торцевой поверхности в сторону увеличения локального радиуса в области максимального статического давления у корыта, уменьшения у спинки. Вследствие снижения поперечного градиента давления от корыта к спинке в пристеночных областях, уменьшается интенсивность ветви подковообразного вихря с корыта и основного канального вихря в решетке. При этом ветвь подковообразного вихря с корыта для неосесимметричного варианта, за счет возмущения в виде выпуклости в районе максимального статического давления на корыте, разделяется на две вихревые составляющие, имеющие количественно меньшие показатели интенсивности. Вихрь первичного распада пограничного слоя, огибая выпуклую зону, врезается под значительным углом в вогнутую область на спинке, соударяясь с ветвью подковообразного вихря со спинки, существенно уменьшая энергию вихревой системы.

Суммарное снижение потерь посредством применения неосесимметричности втулочной и периферийной торцевых

поверхностей составило порядка 9,5 % относительно базового варианта с осесимметричными торцевыми поверхностями, что определяет потенциал данного метода при проектировании современных высокоэффективных турбин.

Разработка лазерного метода контроля топлива

Меркишин Г.В., Каргуков А.В., Сушко С.В.

МАИ, г. Москва

Задача оперативного контроля качества топлива весьма актуальна и востребована в целях обеспечения безопасности авиационной техники. Ниже рассматривается использование лазерного излучения для получения необходимой информации относительно простыми и доступными средствами.

Экспериментальная установка содержит источник узконаправленного когерентного излучения на длине волны $\lambda=0,63$ мкм, на пути луча установлена плотная открытая емкость (кювета), в которую наливается исследуемая жидкость. В наших экспериментах использовались бензины АИ-80, АИ-92, АИ-95, а также 96% этиловый спирт. После прохождения через пары жидкости луч попадает на фотодиод, смещённый относительно оптической оси системы в вертикальном направлении так, чтобы при отклонении луча вследствие рефракции фототок диода претерпевал существенные изменения. В ёмкость наливалась исследуемая жидкость объёмом 2 мл и регистрировались изменения фототока в виде функции времени от момента введения жидкости до достижения фототоком исходного значения. Наиболее полная информация содержится в характере зависимости фототока от времени. В качестве признаков идентификации жидкости можно использовать величину резкого уменьшения фототока в момент $t=0$, а также длительность процесса восстановления его исходного значения.

Полученные экспериментальные зависимости показывают, что использованные в экспериментах жидкости могут быть уверенно идентифицированы по указанным выше параметрам. Экспериментально проверено влияние температуры окружающей среды, которую нужно поддерживать постоянной. При изменении температуры на 10 градусов длительность процесса восстановления фототока изменяется в несколько раз.

Тепловое проектирование разрезных колец турбин методами численного моделирования в сопряженной постановке

Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю.

Авиадвигатель, г. Пермь

Одними из важнейших условий обеспечения конкурентоспособности газотурбинных двигателей (ГТД) являются повышение ресурса, надежности и топливной экономичности. Однако повышение экономичности и необходимое для этого увеличение температуры газа перед турбиной $T^*_г$ может привести к снижению ресурса газотурбинного двигателя из-за ухудшения прочностных свойств материалов деталей горячей части.

С учетом окружающей неравномерности локальная температура газа $T^*_г$ может достигать значений порядка 2500К. При таких условиях наибольшее внимание при проектировании уделяется надежному охлаждению сопловых (СЛ) и рабочих (РЛ) лопаток турбины. На сегодняшний день в практике проектирования и научных публикациях сравнительно мало внимания уделяется детальному изучению теплового состояния разрезных колец (КР) турбины. Вместе с тем, опыт эксплуатации современных ГТД показывает высокую вероятность возникновения дефектов в КР 1-й ступени турбины.

Целью работы является проведение численного моделирования в сопряженной постановке (газодинамика + теплообмен) теплового состояния КР 1-й ступени турбины современного ГТД.

Основной задачей данного исследования являлось определение теплового состояния КР решением сопряженной задачи газодинамики и теплообмена в пакете ANSYS CFX 13.0. Объектом исследования являлась КР 1-й ступени турбины. КР моделировалось с полостью подвода охлаждающего воздуха от СЛ через корпус. Помимо этого моделировались СЛ и РЛ 1-й ступени турбины. Поля полной температуры ($T^*_{\max} = 2000^\circ\text{C}$) и давления, уровень турбулентности на входе (19.2%) в СЛ определены в результате расчета СЛ 1-й ступени совместно с камерой сгорания.

Полученные результаты численного моделирования хорошо согласуются с различными экспериментальными исследованиями (замеры статических давлений и температур в полости подвода, металлография).

На основе полученных характеристик системы охлаждения КР и его теплового состояния были сделаны существенные изменения в конструкции КР (разбиение единой полости подвода на несколько изолированных полостей, изменение количества и расположения отверстий перфорации и т.д.), что позволило значительно (на 40...50°C) снизить температуру КР по сравнению с исходной конструкцией.

Внедрение методик, решающих задачу получения теплового состояния деталей турбин ГТД сопряжением задач газодинамики и теплообмена, в практику проектирования позволит существенно улучшить уровень проектирования и проводить комплексный учет влияния различных факторов на аэродинамику и тепловое состояние деталей турбин в едином программно-вычислительном комплексе.

Структурная оптимизация процесса изготовления деталей и узлов ГТД

Туркин М.В.

МГТУ «Станкин», г. Москва

Структурная оптимизация производственного процесса возможна только за счет внедрения системы автоматизированного сбора и обработки данных о состоянии выпускаемых изделий.

Общая логика организации сбора данных может быть представлена на основе следующих положений:

- исполнение заказа на изготовление ГТД основано на существующей системе оперативно – календарного планирования, которая увязывает: заказ, состав компонентов ГТД, состав необходимого СТО и соответствующие сроки изготовления. Выходом системы является: шифры изготавливаемых компонентов/СТО, их увязка с заказом и сроки изготовления.

- контроль исполнения плана реализовывается на основе использования автоматизированной системы, входом для которой служат выходные данные системы оперативно-календарного планирования, а выходом – задания на проведение работ. Универсальной учетной единицей для оценки степени исполнения заказа на конкретную дату являются результаты исполнения заданий, которые могут быть соотнесены с элементами организационной структуры (цех, участок, производство) или выпускаемой продукции - двигателя и его компонентов.

Рассчитывая процент исполнения заданий (отношение исполненных к общему количеству), определяется степень исполнения заказа как по объемным показателям – выпускаемая продукция (двигатели, их компоненты и пр.), так и исполнителям (цех, участок и пр.) на конкретную дату. Соответственно, сопоставляя расчетные и планируемые на дату результаты исполнения заданий, возможно оценить временную задержку исполнения заказа, как в целом, так и по отдельным составляющим.

Сбор данных можно организовать в различной и разумной степени детализации (уровень цеха, участка или сборочной единицы детали и пр.).

При известных экономических показателях (стоимость рабочего времени, материалов, изделий и пр.) можно рассчитать экономическую эффективность при исполнении заказа.

Принятая в промышленной практике система отчетности принципиально включает расчеты по натуральным показателям (вал, объем выпущенной продукции), характеризующим финансовую эффективность деятельности (плановые показатели) и издержки (частичные поставки, задержка сроков исполнения заказа и пр.), характеризующие степень исполнения плана на дату и являющиеся основой для принятия соответствующих решений. Состав таких показателей включает интегрированные значения и локальные.

Исследования конструкции торцев рабочих лопаток для минимизации утечек в радиальном зазоре турбины

Хайруллин Д.М.

Авиадвигатель, г. Пермь

Наибольшее влияние на КПД турбины оказывают радиальные зазоры, которые приводят к возрастанию суммарных потерь. Потери в радиальных зазорах обусловлены взаимодействием потоков, выходящих из сопловых лопаток и перетекающих по зазору за рабочие лопатки с корыта на спинку.

Моделирование с использованием уравнений Навье-Стокса позволяет получить такие важные количественные характеристики потока, как уровень потерь энергии в пространственном венце, а также идентифицировать отрывные явления в проточной части.

Вторая рабочая лопатка является охлаждаемой (с конвективным охлаждением) с малым расходом воздуха 1.4 % Гквд. Таким образом, возникла необходимость выпуска охлаждающего воздуха в торец лопатки. При выпуске воздуха в открытый радиальный зазор изменение КПД ступени определяется в основном заполнением его воздухом, что уменьшает обычные потери от перетекания. В расчетных вариантах рассмотрены разные случаи выпуска охлаждающего воздуха. Для расчета суммарных потерь учитывалась энергия основного потока и охлаждающего воздуха.

Расчетная область состояла из 10-15 млн элементов. Максимальный размер элемента равен 1 мм минимальный по всей расчетной области был задан 0.1 мм. Для радиального зазора был назначен размер элемента 0.05 мм.

В данной работе исследовалось влияние глубины колодца на изменение суммарных потерь по профилю. Были рассмотрены две конструкции торца.

Также для этих вариантов был проведен анализ влияния выпуска охлаждающего воздуха в торец.

Все расчеты проводились для радиального зазора 0.4 мм.

Описание расчетных моделей:

1 – гладкий торец; 2 – торец с классическим колодцем; 3 – торец с классическим колодцем и выпуском охлаждающего воздуха на дне колодца.; 4 – торец с V-образным колодцем; 5 – торец с V-образным колодцем и выпуском охлаждающего воздуха на дне колодца.

Расход охлаждающего воздуха для вариантов с выпуском охлаждающего воздуха на дне колодца был равным 1.4 % Gквд.

Можно сказать, что применение колодца благоприятно сказывается для снижения суммарных потерь по профилю.

Лопатка с V-образным колодцем предпочтительнее относительно лопатки с классическим колодцем.

Выпуск охлаждающего воздуха на дне колодца, что в его классическом виде так и в лопатке с V-образным колодцем, снижает расход газа через радиальный зазор на 20-30%, что также приводит к снижению суммарных потерь по профилю.

Моделирование электростанции скоростного вертолета с применением нейронной технологии

Баранов А.Ю., Хижняков Ю.Н., Южаков А.А.

ЛМЗ-Энерго, г. Лысьва; ПНИПУ, г. Пермь

Интенсивное развитие вертолетостроения выдвинуло на первый план вопросы создания скоростных электрических вертолетов средней грузоподъемности. Достигнутые успехи в разработке малоразмерных газотурбинных двигателей и высокоэкономичных многолопастных воздушных винтов [1] создали предпосылки для разработки нового поколения авиационных электростанций содержащих два газотурбинного двигателя с нечеткими регуляторами частоты с применением нейронной технологии, нагрузкой которых являются бесщеточные синхронные генераторы с нечеткими регуляторами напряжения с применением нейронной технологии. Управления параллельной работой синхронных генераторов выполняется методом нечеткого управления с применением нейронной технологии [2]. Для управления частотой вращения винтами вертолета используются асинхронные двигатели с частотным управлением, реализующего закон

$\frac{U}{f} = const$. Моделирование электрической станции скоростного

вертолета требует: формирование вектора напряжения на шинах автономной системы [3], математического описания адаптивных

нечетких регуляторов напряжения [4] и частоты [5], моделирование двух управляемых частотных преобразователей со звеном постоянного тока, преобразователей из декартовой системы координат в трехосную систему координат и обратно, математического описания асинхронных короткозамкнутых двигателей с вентиляторной нагрузкой. Разработано эксклюзивное математическое описание элементов электрической станции и программ на языке *Delphi*.

Литература:

1. Шульгин В.А., Гайсинский С.Я. Двухконтурные турбовинтовые двигатели малолетных самолетов. М. Машиностроение, 1984.

2. Андриевская Н.В., Хижняков Ю.Н., Южаков А.А. «Адаптивное управление параллельной работой синхронных генераторов». «Мехатроника. Автоматизация. Управление», № 10, 2010. – С. 45–50.

3. Хижняков Ю.Н. «Формирование вектора напряжения на шинах автономной электростанции». «Известия ТПУ», Т. 315, № 4, 2009. – С.43–46.

4. Матушкин Н.Н., Хижняков Ю.Н. «Нечеткий регулятор напряжения бесщеточного синхронного генератора с демпферной обмоткой». «Вестник Казанского ГТУ им. Туполева А.Н.», №1, 2011. – С.61–67.

5. Хижняков Ю.Н., Южаков А.А. «Нейро-нечеткий регулятор частоты газотурбинного двигателя». «Приборы», № 5, 2010. – С.17–21.

Анализ совместной работы газогенераторов различных схем с пульсирующим блоком газодинамических резонаторов

Тарасов А.И., Щипаков В.А.

НТЦ им. А.Люльки, МАИ, г. Москва

Пульсирующий детонационный двигатель (ПДД) - новый тип двигателя для авиации. В нем реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу со сгоранием топлива при постоянном объеме, а поэтому более экономичный, чем цикл Брайтона, используемый в существующих газотурбинных двигателях.

Проблема разработки таких двигателей является крайне актуальной, так как ее решение позволяет существенно улучшить удельные тяговые параметры по сравнению, например, с существующими авиационными двигателями традиционных схем. Области применения пульсирующих детонационных двигателей могут стать дозвуковые и сверхзвуковые самолеты всех типов и авиационные ракеты.

На сегодняшний день практически исчерпаны возможности дальнейшего повышения $\eta_{к*}$ и $T_{г*}$, что объясняется ограничением по существующим материалам, используемым при производстве авиационных газотурбинных двигателей и многими другими причинами.

При всей важности теоретических исследований и математического моделирования рабочего процесса ПДД, приоритетным направлением являются экспериментальные исследования моделей таких устройств.

Экспериментальные модели ПДД, работающие на керосиновоздушных топливных смесях, исследовались на испытательном стенде непрерывного действия.

В процессе испытаний измерялись расходы воздуха и керосина, их температуры и давления, а также температура и давление газовой смеси на входе в газодинамический резонатор. Тяга модели измерялась с помощью тензометрического датчика, а для исключения влияния входного импульса модель располагалась ортогонально воздушным трубопроводам.

Основными недостатками существующих газогенераторов для применения на ПДД является их высокая стоимость.

Сейчас разработка детонационного двигателя является новым направлением в развитии авиадвигателестроения, заслуживающим особого внимания. Встает вопрос о необходимости создания нового более дешевого турбокомпрессора, который сможет поддерживать постоянное давление на входе в блок с газодинамическими резонаторами на всех режимах полета.

Разработка программы автоматизированного построения геометрии осевой турбины с применением CAD/CAE систем по условию максимального КПД

Казеннов И.С., Воробьев А.Г., Боровик И.Н.,
МАИ, г. Москва

Применение программ компьютерной алгебры позволяет быстро провести расчеты агрегатов ТНА, в том числе определить характеристики осевой турбины, построить геометрию и рассчитать параметры потока, проходящего сквозь нее. Получить облик турбины возможно во взаимосвязи математического пакета и САД системы.

В пакете MathCAD была написана программа для расчета турбины и нахождения ее максимального КПД для разных входных данных, при различных оборотах, степени реактивности и отношениях окружной скорости к адиабатической. Результатом расчета является таблица с геометрическими параметрами турбины и соплового аппарата, которая автоматически переносится в САД систему. Заложенная в САД системе типовая геометрия меняется согласно рассчитанной геометрии. Полученная 3D модель используется в дальнейшем для анализа прохождения рабочего потока через нее, прочностных, и тепловых расчетов в САЕ системе.

Автоматизация построения геометрии осевой турбины позволяет уменьшить время на ее проектирование, получить технический облик части ТНА для последующего технического анализа.

Литература:

1. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей, Машиностроение 1971 г.
2. Степанов Г.Ю. Основы теории лопаточных машин, комбинированных и газотурбинных двигателей, МАШГИЗ 1958 г.
3. Быков Н.Н., Ермолина Н.П., Кузнецов В.И. Расчет параметров потока по высоте проточной части турбины и профилирование пера лопаток, МАИ 1993 г.

О возможности получения импульсно-периодического режима излучения с длительностью импульса $\sim 10^{-8}$ сек в космической лазерной энергетической установке на основе автономного непрерывного химического HF-лазера

Авдеев А.В.

МАИ, г. Москва

Ранее мною была обоснована возможность применения коротких импульсов излучения с длительностью 10^{-8} сек, частотой повторения 10^5 Гц HF-лазера и энергией >1 Дж для очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе автономного непрерывного химического HF-лазера.

В отличие от активных сред других лазеров, используемых для получения коротких импульсов излучения, активная среда НХЛ долго не может накапливать колебательную энергию ввиду большой скорости процесса V-T релаксации молекул HF. Поэтому частота повторения импульсов излучения должна быть очень высокой, чтобы обеспечить высокие энергетические параметры импульсно-периодического режима генерации лазерного излучения. Возможность получения лазерных импульсов с требуемыми энергиями и длительностью $\sim 10^{-8}$ сек сводится в основном к следующим вопросам, рассмотренным в данной работе:

насколько удастся накопить энергию на верхних лазерных уровнях, позволяют ли известные методы сформировать короткие импульсы с необходимым отношением длительности импульсов к периоду между ними,

имеются ли необходимые материалы для изготовления элементов соответствующих оптических схем,

достаточны ли уровни развития HF(DF)-НХЛ для получения импульсов с необходимыми энергиями при использовании их активных сред,

насколько используемый способ формирования коротких импульсов обеспечивает достижение расходимости их излучения, близкого к дифракционному пределу.

В результате проведенных расчетов показана целесообразность использования схемы задающий генератор – усилитель мощности (ЗГ-УМ) для достижения необходимых уровней энергии импульсов излучения ($>1\text{Дж}$), обоснован выбор схемных решений и геометрических размеров ЗГ и УМ. Выполненные оценки с использованием разработанных отечественных прототипов генератора активной среды HF-НХЛ показали, что на выходе однопроходового УМ с апертурой $5\times 20\text{см}^2$ и длиной активной среды 270 см может быть достигнута указанная выше требуемая энергия импульсов излучения.

** Работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы. (Гос. контракт от 9 июня 2011г. №14.740.11.1166).*

Оптимизация габаритов космической ядерной энергетической установки с крестообразным холодильником-излучателем

Гукало А.А.

РКК «Энергия», г. Королёв

Одним из основных вариантов энергообеспечения перспективных космических перелётов является применение ядерных энергетических установок (ЯЭУ). ЯЭУ предоставляют ряд преимуществ по сравнению с иными энергоустановками, таких как: компактность, независимость положения космического аппарата на орбите и пр.

В то же время использование ЯЭУ требует решения ряда научно-технических проблем. Использование реакторных установок налагает ряд ограничений, например, необходимо обеспечивать радиационную безопасность полезного груза и всех систем транспортного средства. Проблема радиационной безопасности решается комплексом мер, основными из которых являются:

- увеличение расстояния между реакторной установкой и прочими элементами конструкции транспортного средства с помощью системы раздвижения;

- использование теневой радиационной защиты.

В ЯЭУ имеется система преобразования тепловой энергии в электрическую по термодинамическому циклу. В связи с этим вторым ограничением при применении ЯЭУ является необходимость

использования холодильника-излучателя для сброса в космическое пространство неотработанной энергии.

В работе проведена оптимизация основных массогабаритных характеристик радиационной защиты и системы раздвижения с целью минимизации габаритов ЯЭУ. Рассмотрена конструкция крестообразного холодильника излучателя (ХИ), показаны достоинства и недостатки такого ХИ по сравнению с плоским двусторонним ХИ. Проведена оптимизация основных параметров ХИ с целью минимизации массогабаритных характеристик ЯЭУ.

Проверка электромагнитной совместимости электрореактивной двигательной установки с системой электроснабжения с помощью электродинамического имитатора тягового модуля

Лесневский В.А., Соколов В.В.

ОКБ «Факел», г. Калининград

Одним из предназначений электродинамического имитатора тягового модуля (ЭДИТМ) является совместно с системой преобразования и управления (СПУ) участие в наземных проверках электромагнитной совместимости в части определения низкочастотных кондуктивных помех с системой электроснабжения (СЭС).

Разрядный ток стационарного плазменного двигателя (СПД) содержит постоянную и переменную составляющие. Типовая переменная составляющая (колебания разрядного тока) имеет нерегулярный шумовой характер с ярко выраженной центральной частотой спектра на частотах от 20 до 30 кГц при ширине полосы частот по уровню 0,7 от 2 до 12 кГц, которая может привести в кабельной сети КА электромагнитные помехи, способные привести к сбоям в работе бортовых систем.

Задача проверки ЭМС должна решаться проведением огневых испытаний электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) в составе СЭС КА [1], что, учитывая особенности эксплуатации СПД (вакуум), сопряжено с относительно большими техническими трудностями и материальными затратами. ЭДИТМ, имитирующий разрядную цепь СПД, будучи подключенным к СПУ в наземном испытательном комплексе вместо СПД, позволяет решить эту задачу со значительно меньшими затратами, так как позволяет имитировать электрические характеристики разрядного промежутка СПД, по величине и частотному спектру соответствующего разрядному току реального СПД.

Для исследования влияния паразитной емкости катушек магнитной системы (МС) в ЭДИТМ предусмотрен вывод корпуса магнитной

системы, причем на нём присутствует потенциал, имитирующий плавающий потенциал, возникающий на корпусе работающего СПД.

В докладе рассмотрен характер колебания разрядного тока СПД, с имитированный с помощью ЭДИТМ, и определены максимальные уровни создаваемых низкочастотных кондуктивных помех во всех режимах работы электродинамического имитатора тягового модуля.

Исследование влияния параметров и топологии магнитного поля периферийной зоны стационарного плазменного двигателя на эффективность работы катода-компенсатора

Гниздор Р.Ю., Митрофанова О.А., Нестеренко А.Н.

ОКБ «ФАКЕЛ», г. Калининград

Исследовалось влияние характеристик (параметров и индукции) магнитного поля СПД типа СПД-100 на эффективность работы катода-компенсатора при его фиксированном положении и перемещении относительно анодного блока. Характеристики магнитного поля определялись по результатам расчетов с использованием трехмерной модели магнитной системы двигателя. В ходе исследования в результате сравнительного анализа расчетных и экспериментальных данных, полученных при испытаниях СПД-100, выявлено влияние на эффективность работы катода-компенсатора не только топологии магнитного поля, но и величины магнитной индукции в зоне его размещения. Наблюдается корреляция между изменениями индукции магнитного поля в месте расположения катода и параметрами двигателя. Определена допустимая для обеспечения высоких интегральных характеристик и требуемого ресурса индукция магнитного поля в зоне его размещения, которая не превышает 30 Гс.

Математическое моделирование потока разряженной плазмы истекающего из прямоугольного сопла ЭРД

Морозов А.В., Котельников М.В.

МАИ, г. Москва

Проведено численное моделирование потока квазинейтральной плазмы, истекающей из сопла плазменного двигателя. Рассматривалась геометрическая форма сопла в виде удлиненной прямоугольной щели, что позволило существенно понизить размерность задачи. В данном случае задача четырехмерной в фазовом пространстве и нестационарная. Исследовано влияние температуры и скорости струи, концентрации заряженных частиц и длины сопла на функцию распределения частиц в установившемся режиме и моменты ϕ -р.

Полная система уравнений в данном случае включает кинетические уравнения (уравнения Власова), дополненные уравнением Пуассона для

самосогласованного электрического поля [1]. Истечение плазмы из сопла моделировалось путем решения данной системы уравнений при постановке соответствующих граничных условий для функции распределения заряженных частиц на его срезе. В качестве начального распределения было выбрано равновесное распределение Максвелла со сдвигом на величину направленной скорости потока плазмы, истекающей из сопла.

Моделировался переходный процесс от начального к конечному стационарному состоянию. На каждом шаге по времени уравнение Пуассона решалось методом конечных разностей (FDM) с граничными условиями Дирихле и/или Неймана, а для решений уравнений Власова использовалась явная схема метода крупных частиц Ю.М. Давыдова, дополненная алгоритмом вычисления самосогласованного электрического поля на каждом временном шаге [1]. Расчет продолжался до установления стационарных значений параметров плазмы в струе и ее окрестности.

В результате расчетов были получены поля скоростей ионов и электронов, концентрации заряженных частиц и самосогласованных электрических полей при различных граничных условиях.

Котельников В.А., Ким В.П., Котельников М.В. Взаимодействие тел с потоками разреженной плазмы. М.: Изд-во МАИ, 2010, 186 с.

Абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД) с разделённым механизмом ионизации и ускорения РТ

Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Нечаев И.Л.
МАИ, г. Москва

Освоение космического пространства с каждым годом становится всё более востребовано для обеспечения различных человеческих потребностей. В связи с чем возникает необходимость в новых космических аппаратах (КА), оснащённых современными и высокоэффективными двигательными установками. Для небольших КА (до 200 кг) наиболее целесообразно применение АИПД так как он имеет малую массу и высокую надёжность.

Наибольшее распространение в настоящее время имеют АИПД одноступенчатой схемы (коаксиальные и рельсотронные). Ускорение плазменного потока в них осуществляется газодинамической и электромагнитной силами. У этих двигателей в одном разрядном контуре совмещены дозирующие и ускоряющие функции, однако такое устройство не позволяет существенно повысить какой-либо из параметров АИПД, не ухудшив остальные.

Альтернативой одноступенчатой схеме двигателя является двухступенчатая. Раздельная работа дозирующего и ускоряющего

разрядных контуров открывает возможности для регулирования и повышения тяговых и удельных характеристик, таких как тяговая эффективность и удельный импульс тяги.

При разработке двухступенчатого АИПД в известную схему двигателя были внесены изменения. Катод у разрядных контуров (дозировочного и ускоряющего) сделали общим. В разрядном канале реализовали схему «канал в канале».

Созданная лабораторная модель двухступенчатого АИПД находится в стадии экспериментального исследования. Анализ полученных данных свидетельствует о повышении тяговой эффективности и удельного импульса тяги. В настоящее время основной проблемой является разделение стадий разрядного процесса.

Мы продолжаем работу по совершенствованию двухступенчатого АИПД. Основная цель - создание прототипа лётного образца, для возможного последующего практического применения.

Изучение условий ускорения ионов в геликонном двигателе

Вавилин К.В., Кралькина Е.А., Неклюдова П.А., Павлов В.Б.,

Петров А.К.

МГУ, г. Москва

В настоящей работе рассматриваются основные закономерности, обнаруженные в ходе исследования геликонного разряда с целью разработки прототипа двигателя на его основе.

Геликонный двигатель разрабатывается с целью применения в дальних космических полетах и для поддержания геостационарной орбиты спутников систем связи. Выбор данного двигателя продиктован предполагаемой экономичностью и длительным сроком службы. Подобные характеристики будут являться результатом отсутствия непосредственного контакта плазмы с индуктором или другими жизненно важными элементами двигателя. В то же время простая конструкция, низкий расход топлива и возможность использования в качестве рабочего тела различных видов газов делают подобный выбор крайне привлекательным для выше обозначенных космических полетов.

В качестве этапов реализации подобного рода двигателя можно выделить следующие: создание плотной плазмы и получение максимально ускоренного ионного пучка. С этой целью были изучены зависимости энерговклада от внешних условий (таких, как расход газа, конфигурации внешнего магнитного поля и типа индуктора), а также энергии ионов от конфигурации разряда и внешних магнитных полей, перепада давления и вкладываемой мощности. В качестве меры оценки эффективности поглощения ВЧ мощности плазмой использовался параметр, позволяющий объективно определить это, а именно

эквивалентное сопротивление плазмы. С помощью этого параметра можно также объективно сравнивать между собой источники плазмы, использующие в качестве рабочего процесса различные модификации ВЧ разряда. В качестве дополнительного исследования были изучены зависимости спектральных характеристик разряда в зависимости от мощности генератора.

Для ускорения ионного пучка использовалось физическое явление, получившее название «двойного слоя». Это пространственный потенциал, образующийся на срезе двигателя, при помещении последнего в расходящееся магнитное поле. В ходе экспериментов были изучены различные конфигурации полей с целью нахождения оптимальных параметров, позволяющих наиболее эффективно производить ускорение ионного пучка.

Гибридный плазменный двигатель малой мощности ПлаС-40

Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю.

ОКБ «ФАКЕЛ», г. Калининград

Представлены результаты исследований по оптимизации конфигурации разрядной и магнитной систем новой разновидности плазменного двигателя Морозова [1] - гибридного плазменного двигателя (ГПД) малой мощности с целью повышения эффективности его работы.

Основной отличительной особенностью такого ГПД является его комбинированная разрядная камера (РК), у которой выходная часть образована диэлектрическими кольцами, тогда как её донная часть металлическая, образованная за счет стенок примыкающего полого магнитопроводящего анода-газораспределителя [2].

Исследования проводились на прототипе ГПД ПлаС-40 (с серединным диаметром ускорительного канала $\varnothing 40$ мм) малой мощности 200...400 Вт для низковольтных режимов работы от 100 до 280 В.

В результате исследований определено влияние конфигурации разрядной камеры (РК), а также различных способов подачи рабочего тела в полость РК ГПД. Оптимизация конфигурации магнитной системы позволила снизить потери в магнитном контуре, улучшить локализацию рабочего магнитного поля вблизи среза РК, что позволило повысить уровень удельных параметров и характеристик, включая эффективность ГПД в целом.

Испытания ГПД ПлаС-40 проводились при напряжениях разряда 160 и 200 В в диапазоне расходов ксенона от 1,25 до 2,00 мг/с в горизонтальной вакуумной камере при динамическом давлении не более $1,2 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст. (по воздуху).

Достигнутые основные параметры ГПД ПлаС-40 приведены в таблице.

U_d , В	G_a , мг/с	F , мН	$I_{уд}$, с	I/I_d	I/I_m	КПД, %
160	1,25	14,1	967	0,73	0,87	38,0
200	1,25	16,7	115 0	0,74	0,88	44,0

Литература:

1. V.P. Kim. The main physical features of the Morozov's type SPT and Electric Propulsion classification // IEPC-2011-007, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, September 11 – 15, 2011.
2. M.Yu. Potapenko, V.V. Gopanchuk. Characteristic Relationship between Dimensions and Parameters of a hybrid Plasma Thruster // IEPC-2011-042, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, September 11 – 15, 2011.

Измерение импульса отдачи макета частотного импульсного плазмогенератора в магнитном поле

Пунанов И.Ф., Емлин Р.В., Морозов П.А., Гилёв А.С.
Институт электрофизики УрО РАН, г. Екатеринбург

В работе приведены результаты измерений импульса отдачи макета частотного импульсного плазмогенератора с энергозапасом на выходе до 0,5 Дж, полученные при приложении поперечного магнитного поля к поверхности рабочего тела.

В эксперименте использовался малогабаритный генератор, дающий импульсы напряжения до 140 кВ длительностью 50 нс с частотой до 300 Гц, с помощью которого при высоковольтном разряде в коаксиальной геометрии электродов по поверхности фторопласта ФП-4 в вакууме создавался ионный пучок. Импульс отдачи измерялся по отклонению мишени, укрепленной на крутильном маятнике. Измерение импульса даёт значение $4,4 \cdot 10^{-2}$ мкН*с на один разряд и не зависит от частоты в диапазоне 3 – 100 Гц. Скорость ионов в пучке измерялась с помощью цилиндра Фарадея с магнитной системой подавления вторичной электронной эмиссии.

В импульсном плазмогенераторе происходят два взаимосвязанных процесса – плазмообразование и ускорение полученной плазмы в образованном электродами ускорителе. Известно, что приложение магнитного поля увеличивает концентрацию электронов в области плазмообразования, что может привести к более интенсивному образованию плазмы и увеличению импульса пучка. В данной работе магнитное поле создавалось с помощью тороидального постоянного

магнита диаметром 72*40 мм и толщиной 8 мм, внутрь которого помещался кольцевой катод разрядной камеры коаксиальной геометрии. Поле прикладывалось к поверхности образца перпендикулярно к ней, индукция составляла 0,09 Тл. Импульс отдачи при этом уменьшается до $3,4 \cdot 10^{-2}$ мкН*с, в то время как скорость ионов в максимуме распределения несколько возрастает.

Вероятнее всего, в использованной конфигурации магнитное поле изменяет градиент концентрации образующихся в процессе эрозии поверхности электронов в плоскости, уменьшая их концентрацию в каналах интенсивного разряда, что приводит к некоторому уменьшению полного потока ионов. В настоящее время проводятся эксперименты с другими конфигурациями магнитного поля с целью выяснения условий, при которых импульс отдачи увеличивается.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 11-08-01003.

Особенности воздействия плазменных струй ЭРД на композиционные материалы

Надирадзе А.Б., Рахматуллин Р.Р., Шапошников В.В.
МАИ, г. Москва

В настоящее время композиционные материалы находят широкое применение при изготовлении образцов ракетно-космической техники. В частности, многие конструктивные элементы автоматических космических аппаратов (КА) изготавливаются с использованием углепластиков. В свою очередь, повышение требований к целевым характеристикам и энерговооруженности КА при наличии ограничений на массово-габаритные характеристики КА приводит к существенному “уплотнению” конструктивно-компоновочных схем современных КА, что обуславливает попадание ряда конструктивных элементов крупногабаритных трансформируемых систем под воздействие плазменных струй ЭРД, приводящее к распылению материалов их поверхностей.

В связи с этим возникает необходимость повышения точности оценок эрозионно-загрязняющего воздействия плазменных струй ЭРД на КА посредством учета «тонких» эффектов, характеризующих процессы распыления материалов, таких как влияние флюенса, индикатрисы распыления, анизотропии свойств материалов и пр.

Установлено, что для получения данных по распылению композиционных материалов необходимо строго выполнять множество ограничений на параметры эксперимента и проводить тщательную методическую подготовку.

В данной работе отработывалась методика испытаний углепластика, изготовленного на основе углеродного жгута, стеклонити и органического связующего. На внешней поверхности углепластика находится защитный слой, толщиной около 20 мкм, образованный тонкими стеклянными нитями, уложенными в одном направлении.

Экспериментально определены зависимости коэффициента распыления углепластика от ионного флюенса и угла падения ионов. Обнаружена сильная зависимость коэффициента распыления от ориентации волокон углепластика относительно направления потока плазмы. Также была обнаружена сильная гигроскопичность образцов углепластика, разработана методика обезгаживания с одновременным определением «сухой» массы образцов, значение которой используется при определении потерь массы, обусловленных воздействием плазмы.

Элементы робототехники в современных пилотируемых системах и космических ядерных электроэнергетических установках с большим ресурсом автономного функционирования

Самоделов Д.В.

Курчатовский институт, г. Москва

В названии работы соединены два очень разных изделия, которые объединяет одно требование – по возможности максимально освободить экипаж от контроля за состоянием работающей техники. Система контроля должна самостоятельно принимать решение и сообщать экипажу о состоянии изделия.

Визуализация при мониторинге процесса – это мощный инструмент выявления закономерностей заложенных в изображаемые образы. Это освобождает панель управления от значительного количества сигнальной информации отвлекающей пилота от работы.

Дистанционно управлять автономно работающей КЯЭУ при возникновении различных аномальных событий довольно проблематично. Был разработан принцип работы устройства управления изделием с большим ресурсом автономного функционирования на который была подана заявка на изобретение (Рег. № 2010146122 от 12.11.2010 года).

Современные сложные и автономно функционирующие изделия требуют и сложных систем автоматического управления.

Задача сводится к переходу от контроля двух точек (максимум минимум параметра) к образу нужных значений n параметров ($n > 3$).

Формируется несколько систем автоматического регулирования (САР):

- с большим числом каналов регулирования и системой рассчитана наиболее оптимальной величины возмущения по каждому каналу регулирования с учетом корреляционных взаимодействий при внесении управляющих возмущений по каждому каналу;
- свзаимодействию аналогичных САР с учетом обратных связей при внесении управляющих возмущений.

По результатам работ в этом направлении подана заявка на изобретение («Способ управления значениями поля температур изделия, имеющего по длине рабочей части переменное поле температур», № 2010150256 от 08.12.2010 года).

Расчетная модель эрозии ускоряющего электрода ионно-оптической системы ионного двигателя

Абгарян В.К., Соболев В.Р., Черкасова М.В.
МАИ, г. Москва

Важнейшим узлом конструкции ионного двигателя (ИД), определяющим ресурс двигателя в целом является ионно-оптическая система (ИОС). Потоки ионов перезарядки бомбардируют поверхность ускоряющего электрода (УЭ) ИОС и вызывают его эрозию. Изменение геометрии УЭ работы двигателя приводит к искажению электрического поля, ускоряющего ионы рабочего газа, что в итоге ухудшает со временем важнейшие характеристики двигателя в целом, такие как, например, удельный импульс, расходимость основного пучка ионов и т.д.

В результате представляемого исследования разработана расчетная модель, в которой численно решается уравнение эрозии поверхности УЭ при ионной бомбардировке его поверхности потоком ионов перезарядки.

Ионный поток моделируется в виде потока материальных точек, стартующих с эквипотенциальной поверхности (ЭП) по нормали к ней в направлении обратном основному ионному потоку, вытекающему из ИД с энергиями порядка 500 эВ, определяемыми, в основном, потенциалом УЭ. Траектории ионов в данной версии прямолинейные. В дальнейшем, модель планируется достроить блоком расчета динамики криволинейного движения ионов в электростатическом поле, рассчитываемого с помощью какой-либо из известных программ. В нашем исследовании планируется использование пакета программ IGUN (Германия).

Плотность тока ионов перезарядки задается одинаковой на исходной эквипотенциальной поверхности и определяется электронными плотностью n_e и температурой в области ионного потока непосредственно за УЭ.

Поверхность в представляемой версии программы моделируется в виде профиля Лоренца, изменением параметров которого верифицировалась исходная эквипотенциальная поверхность, т.е. электростатическое поле.

Для численного решения уравнения эрозии поверхности УЭ использовалась угловые и энергетические зависимости коэффициента распыления S материала поверхности. В расчетах использовался графит, как материал с одним из наименьших S среди технологически подходящих материалов.

Результаты расчетов сравниваются с экспериментами, в которых наибольшая эрозия УЭ происходит в центре симметрии треугольника, образованного ближайшими друг к другу тремя отверстиями в УЭ при их плотной упаковке.

Flight Safety Analysis Tool for Space Launch Vehicle

Kyusung Choi, Jeonghwan Ko, Hyungseok Sim, Woongrae Roh
Korea Aerospace Research Institute (KARI), Korea

Risk analysis for the various abnormal flight modes in addition to normal flight, has to be performed necessarily to guarantee launch safety for the operation of space launch vehicles(LV). In addition, it is to estimate upper bounds for expected casualty to the ground population and impact probability for ship, aircraft and protected areas, which are adjacent to LV impact point ground track.

Flight Safety Analysis System(FSAS) is a set of analysis tools that are designed to utilize the process of risk analysis associated with LV. This system includes the performance of trajectory analysis, malfunction turn analysis, debris analysis, flight control line analysis, flight hazard area analysis and debris risk analysis. It also allows for computation of casualty expectation contour, aircraft hazard area and ship hazard area.

The aforementioned dedicated system has been developed such that all the necessary repetitive computations, result reports, and graphical presentations can be performed inside a single system for user convenience. The developed system is also capable of representing computed results(such as debris impact footprint, ship and aircraft hazard area) on a three dimensional Earth for the realistic presentation and has a potential application in mission planning and launch licensing.

Инверторы с многозонной модуляцией

Анисимова Т.В., Данилина А.Н.
МАИ, г. Москва

Улучшение массогабаритных и энергетических показателей инверторов для систем электроснабжения летательных аппаратов

требует совершенствования методов формирования импульсных напряжений на входе силового фильтра. Повышение качества формируемого напряжения характеризуется снижением его коэффициента гармоник. В инверторах в режиме синусоидальной ШИМ (ШИМ-СИН) при формировании двух- или трехуровневого напряжения существенно повышается частота коммутации силовых ключей инвертора, что приводит к увеличению динамических потерь и, как следствие, габаритов и массы инвертора в целом.

Многозональная модуляция с симметричной равномерной дискретизацией позволяет снизить частоту переключений, что обеспечивает повышение КПД инвертора при заданном качестве выходного напряжения.

Режим многозональной ступенчатой ШИМ в многоуровневых инверторах основан на сравнении ступенчатого модулирующего сигнала с пилообразными сигналами, число которых на единицу меньше числа уровней ступенчатого сигнала. Моменты переключения силовых транзисторов во многом определяются выбором способа формирования пилообразных сигналов, к основным из которых относятся: синфазное расположение всех пилообразных сигналов, сдвиг пилообразных сигналов на 180 градусов, комбинация синфазного расположения пилообразных напряжений на положительном полупериоде основной гармоники и противофазным на ее отрицательном полупериоде. Для многоуровневых инверторов в режиме многозональной модуляции цифровое управление дает целый ряд преимуществ.

При вычислении моментов переключения замена синусоидального опорного сигнала ступенчатым обеспечивает нетрансцендентный характер уравнений, по которым вычисляются моменты переключений. Это существенно упрощает реализацию схемы управления цифровыми методами, поскольку моменты переключения вычисляются непосредственно с помощью микроконтроллера.

Увеличение числа уровней выходного напряжения приводит к увеличению числа мостовых модулей и источников постоянного напряжения, питающих эти модули. Переход к ассиметричной дискретизации позволяет обеспечить более высокое качество выходного напряжения без увеличения числа мостовых модулей. При этом формирование пилообразных напряжений, рассмотренных выше, остается прежним, либо позволяет получить такое же качество выходного напряжения, что и симметричная топология, но при меньшей частоте переключения силовых транзисторов, и, таким образом, снизить потери на переключение.

Проверка рассмотренных режимов проведена с помощью моделирования, которое подтвердило полученные теоретические результаты.

Применение многоцелевых замкнутых газотурбинных установок на космических аппаратах и напланетных базах

Арбеков А.Н.

МГТУ имени Н.Э. Баумана, г. Москва

Целью данной работы является определение основных ограничений, возникающих при использовании многоцелевых замкнутых газотурбинных установок (МЗГТУ) на космических объектах и их влияние на выбор основных параметров, рабочего тела и конструктивную схему МЗГТУ.

МЗГТУ предназначены для электро-, тепло- и (или) холодоснабжения космического объекта, в том числе и на криогенном уровне. Как вариант МЗГТУ может быть использована в качестве одного из элементов комбинированной энергодвигательной установки (комплекса), предназначенной как для подачи энергоносителей на борт объекта, так и для создания реактивной тяги.

В комплекс, кроме МЗГТУ входят реактивные двигатели, причем они могут быть как тепловыми – жидкостными ракетными, так и электроракетными.

Основными ограничениями, препятствующими применению МЗГТУ в космосе, являются:

- относительно низкий уровень отвода теплоты из контура, приводящий к значительным площадям холодильников-излучателей;
- ограничения по массогабаритным характеристикам энергоустановки;
- высокие требования к ресурсу установки, приводящие к существенным ограничениям верхней температуры цикла;
- для МЗГТУ с ядерным реактором вступают в силу требования по ядерной безопасности.

Но МЗГТУ позволяют решать одновременно задачи по электро-, тепло- и холодоснабжению объекта, в отличие от любых безмашинных преобразователей, в которых система кондиционирования является дополнительной нагрузкой для энергоустановки. Последнее требует увеличения мощности собственно энергоустановки, с соответствующим увеличением мощности источника высокопотенциальной теплоты и площади холодильника-излучателя, а также наличия дополнительного холодильника-излучателя системы кондиционирования.

Работа МЗГТУ в составе энергодвигательного комплекса, особенно в случае использования тепловых реактивных двигателей с криогенным

рабочим телом, позволяет использовать часть отводимой из контура МЗГТУ теплоты для подогрева рабочего тела, тем самым повышая эффективность и энергоустановки и реактивного двигателя.

Одновременно, это позволяет сократить потребную поверхность холодильника-излучателя МЗГТУ.

Таким образом, использование МЗГТУ в составе энергодвигательного комплекса может быть реализовано уже при сегодняшнем уровне развития технологии и материаловедения.

Исследование влияния давления в камере сгорания на эффективность внутреннего охлаждения для ЖРДМТ

Загорянян С.С., Воробьев А.Г. г. Москва

Одним из путей улучшения массово-энергетических характеристик ЖРДМТ и развития РСУ является повышение давления в камере сгорания. При повышении давления уменьшаются габариты двигателя, а следовательно и его масса, появляется возможность увеличения степени расширения сопла, что повышает удельный импульс двигателя, возрастает удельная масса двигателя.

С другой стороны повышение давление в камере сгорания требует организации качественного распыливания топлива, обеспечение эффективного смесеобразования и ведет к созданию специальных мер для защиты стенок камеры от перегрева. Для ЖРДМТ решение этих задач усложняется ввиду их конструктивных особенностей, импульсного режима работы и наличия мощных суммарных конвективных и лучистых тепловых потоков в стенку камеры в виду отсутствия регенеративного охлаждения.

В работе рассматривается ЖРДМТ, работающий на самовоспламеняющихся компонентах АТ-ММГ с рабочим давлением в камере $p_k=35$ атм. Построены зависимости габаритов сопла от давления в камере, отображающие сокращение длины и диаметра сопла на срезе при повышении давления от $p_k=10$ атм до $p_k=35$ атм, с сохранением величины удельного импульса.

В результате проведения предварительного анализа способов решения проблем организации защиты стенок камеры, выбраны следующие способы защиты: внутреннее завесное охлаждение (возможно применение окислительной завесы), применение термостойких покрытий или композитных материалов.

Применяя комплекс прикладных программ по прогнозировании рабочего процесса в камере сгорания, возможно получение модели рабочего процесса без проведения эксперимента. В подтверждение произведенных расчетов возможно проведение эксперимента на экологически-чистых компонентах топлива.

Литература:

1. Васильев А.П., Кудрявцев В.М. «Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей», Москва «Высшая школа» 1975 г.
2. Козлов А.А., Абашев В.М. «Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги», МАИ 2003 г.

Математическое моделирование теплового и напряженно-деформированного состояния стыковочного узла УККМ C-SiC/металл для соединения композиционная камера сгорания - металлическая смесительная головка ЖРДМТ

Коватова Ю.С., Воробьев А.Г., Боровик И.Н.
МАИ, г. Москва

Требованиями к соединению типа композиционный материал (КМ) - металл являются высокая прочность при высоких температурах и в агрессивных средах, высокая стойкость к окислению, низкая стоимость производства.

Керамоматричные композиты, особенно Cf/SiC и Cf/C композиционные материалы являются наиболее применяемыми в аэрокосмической, ядерной и других отраслях в условиях тепло- и износостойкости. Большинство таких приложений требуют соединения композитной части к металлам, которое может быть сделано с помощью ряда подходов: механическое присоединение, клея и диффузионной сварки.

Решение задачи требует использование современных методов математического моделирования теплового и напряженно-деформированного состояния применительно к стыковочному узлу УККМ C-SiC/металл теплонапряженного соединения. Применение современных методов инженерного анализа и компьютерного моделирования CAD/CAE (ANSYS, FlowVision, SolidWorks, COSMOS) позволит разработать актуальную методологию решения сложных сопряженных задач нацеленных на создание конструкций механического соединения «УККМ – металл» и сборных узлов.

В работе рассмотрены несколько вариантов конструкции соединения композиционная камера сгорания - металлическая смесительная головка ЖРДМТ. Представлены операции по сборке соединений, рассмотрены недостатки и достоинства каждого варианта соединений. Описаны материалы деталей соединения.

В работе даны результаты проведения математического моделирования теплового и напряженно-деформированного состояния соединения типа «металл-композит». Рассмотрены вопросы прочности соединения с учетом тепловых нагрузок.

Решение физико-математической модели ввода, распыла, дробления, смесеобразования и испарения капель жидких хлорорганических соединений

Кузьмин А.М.

БГТУ «Военмех», г. Санкт-Петербург

В процессе построения физико-математической модели высокотемпературного уничтожения хлорорганических соединений, были сформулированы основные задачи, которые ставятся при создании и реализации ФММ. Приводится обоснование допущений принятых при построении ФММ. В процессе создания ФММ, был предложен ряд моделей, через которые описываются и впоследствии реализуются решение.

Проведена численная реализация ФММ. Выбраны и теоретически обоснованы рабочие параметры установки, такие как длина, диаметр КС, размеры форсунок. Определены параметры времени пребывания, а также результаты химической кинетики при генерации высокотемпературного потока.

Получены следующие результаты:

Распределения температур по сечению КС, диффузионного горения, в абсолютных величинах.

Распределения мольных концентраций H_2O .

Распределения турбулентной интенсивности.

Результаты процесса охлаждения высокотемпературного потока.

Расчет защиты стенок КС, а также показано влияние охлаждения на процессы горения.

Получены распределения температур по сечению и длине КС при заморозке высокотемпературного потока. Было предложено несколько типов подвода охлаждающей жидкости, были получены зависимости изменения температур по длине КС, при охлаждении потока закалочной жидкостью.

Полученные результаты скорости охлаждения показывают, возможность применения такой технологии для реализации процесса закалки ПС, без образования попутных токсичных образований типа ПХДД/Ф

Экспериментальные исследования теплофизических свойств бинарных и тройных растворов органических теплоносителей
Василенский Д.В., Побережский С. Ю., Спиринов Г.Г.
МАИ, г. Москва.

Метод кратковременных измерений в стадии иррегулярного теплового режима использован для комплексного исследования теплофизических характеристик растворов органических жидкостей.

Использовались две характеристики: теплопроводность и тепловая активность.

Данные характеристики позволяли определить температуропроводность и объёмную теплоёмкость раствора.

Исследование теплопроводности осуществлялось с помощью датчиков, в которых резистивным элементом служила платиновая нить радиусом 10 мкм.

Для измерения тепловой активности использовались плоские резистивные элементы, представляющие собой тонкое напыление толщиной 1000 Ангстрем, на диэлектрической подложке.

Время измерения в обоих случаях не превышало 2 мс.

Использовался относительный вариант метода.

Погрешность измерения и теплопроводности и тепловой активности не превышала 1 %.

Приводятся экспериментальные данные по теплофизическим характеристикам фторуглеродов.

Цифровой привод с трёхфазным вентильным двигателем при 180-градусном управлении
Ситникова А.В.
МАИ, г. Москва

Создание быстродействующих и энергосберегающих алгоритмов цифрового управления электрическими приводами на основе современных вентильных двигателей связано с исследованиями процессов, протекающих в его силовой (энергетической) части в зависимости от выбранного метода управления, и выработки соответствующих рекомендаций по его использованию.

Данная работа посвящена исследованиям процессов, которые имеют место в цифровом электроприводе на основе трёхфазного вентильного двигателя при различных методах 180-градусной коммутации и определению соответствующих им энергетических характеристик.

При исследовании работы цифрового электропривода: получены аналитические выражения рассматриваемых методов; разработана компьютерная модель привода; реализованы на языке MATLAB модули,

позволяющие автоматизировать моделирование и представление результатов в необходимом для анализа виде; на языке AHDL описаны методы коммутации и осуществлено программирование цифровой системы управления мехатронного модуля привода в программируемую логическую интегральную схему; выполнены экспериментальные исследования лабораторного макета мехатронного модуля привода и проанализированы полученные данные экспериментальных исследований и результатов компьютерного моделирования на предмет адекватности модели и реального устройства; построены механические, регулировочные и энергетические характеристики.

В результате проведённого исследования определён метод коммутации, при котором механические характеристики присутствуют во всех квадрантах, регулировочные характеристики линейные, а теряемая мощность в обмотке минимальная, что даёт право рекомендовать его в качестве одного из основных методов при проектировании приводных систем.

Повышение энергетической эффективности ЖРД при использовании полимерной присадки к компонентам топлива

Ташев В.П.

МАИ, г. Москва

Дальнейшее улучшение энергетических, массовых и надёжных характеристик современных ЖРД является трудоёмким и высокозатратным процессом. Одним из новых направлений повышения характеристик ЖРД является снижение энергонапряжённости агрегатов системы подачи за счёт улучшения экономичности турбонасосных агрегатов и кавитационных характеристик насосов подачи топлива путем применения в компоненте топлива ЖРД полимерной присадки.

Использование высокомолекулярного полиизобутилена (ВМП) в качестве присадки к компоненту ракетного топлива приводит к уменьшению гидравлических потерь в трактах двигателя, в том числе в агрегатах подачи, и в тракте регенеративного охлаждения камеры. Кроме того, в насосах, при работе с полимерной присадкой улучшаются кавитационные характеристики и снижается интенсивность кавитационной эрозии. Растворенные молекулы полимера уменьшают турбулентное трение, которое в жидкости имеет место всегда. Поэтому полимерная присадка позволяет добиться дополнительного снижения гидropотерь в трактах ЖРД любой степени совершенства.

В настоящее время представляет интерес непосредственное измерение вязкости и поверхностного натяжения керосина с добавками полиизобутилена для физической интерпретации процесса распыливания, объяснить увеличение гидравлического сопротивления

магистралами горючего с добавкой в мелкочаеистом фильтре (размер ячейки 7 мкм).

Для решения этих и других вопросов по использованию присадки в МАИ совместно с НПО «Энергомаш» планируется проведение следующих испытаний:

- определение вязкости керосина с различным содержанием полиизобутилена (0.2 – 0.03%) на установке каф. 201 МАИ;
- исследование изменения толщины пелены керосина на срезе сопла ц/б форсунки (с помощью фотодетекторов) и диаметра Заурта в зависимости от содержания добавки при постоянном расходе;
- исследование полноты сгорания керосина с добавками при постоянном соотношении компонентов топлива и суммарном расходе на ЖРД МТ МАИ-500(ВРВ + керосин);
- исследование мелкости распыла и полноты сгорания от температуры подогрева керосина с добавками;
- исследование влияния характеристик пористой вставки фильтра на гидравлические потери при течении керосина с добавками;
- аналитический обзор работ по реологии углеводородных горючих с добавками применительно к их использованию в ЖРД.

Теоретическое и экспериментальное моделирование процессов формирования детонационного горения водородовоздушных смесей в сопле Лавала

Зубин М.А., Морозов С.В., Павлов В.А., Туник Ю.В.
НИИ механики МГУ, г. Москва

Рассматриваются задачи, связанные с инициированием детонационного горения водородовоздушных смесей, поступающих со сверхзвуковой скоростью в осесимметричное сопло Лавала.

Численно показана возможность реализации стационарного детонационного горения и его устойчивость по отношению к периодическим возмущениям концентрации водорода в набегающем сверхзвуковом потоке. В полученных режимах детонационного горения при числе Маха набегающего потока от 5 до 7.5 тяга превосходит аэродинамическое сопротивление конической капсулы, включающей сопло. Средняя тяга пульсирующих режимов оказывается меньше тяги соответствующих стационарных решений. Это различие уменьшается с ростом частоты, уменьшением амплитуды и длины волны.

Возможность инициирования детонационного горения водорода в сверхзвуковом потоке изучается экспериментально в ударной трубе. Условия в потоке за падающей ударной волной моделируют давление и температурный режим в области инициирования детонационного горения водородовоздушной смеси в сопловом канале. Воспламенение

водородосодержащей смеси осуществляется импульсным Nd-YAG лазером с длиной волны 1.06 мкм и длительностью импульса 30 нс. Выполненные эксперименты позволяют надеяться на успешное использование фокусировки лазерного излучения для инициирования детонационного горения водородовоздушных смесей, поступающих в сопло Лаваля со сверхзвуковой скоростью.

Решается также задача сверхзвукового запуска конвергентно-дивергентного сопла при равенстве статического давления на входе и выходе в начальный момент времени. Сверхзвуковой запуск моделирует внезапное открытие заглушки на входе в сопло в условиях сверхзвукового полета. В экспериментах определяются параметры соплового канала, обеспечивающие запуск с формированием сверхзвукового потока в его конвергентной части. В расчетах показано, что успешный запуск сопла с формированием установившегося сверхзвукового течения внутри всего канала заданной геометрии возможен при дополнительной инжекции газа через небольшой участок стенки в расширяющейся части сопла.

Теоретические исследования проводятся как на основе авторских вычислительных программ, разработанных для решения нестационарных двумерных уравнений Эйлера динамики многокомпонентного реагирующего газа, так и с использованием стандартного программного пакета “STAR-CCM” для расчетов течений газа с учетом формирования турбулентного пограничного слоя у стенок соплового канала.

Разработка экспериментально-расчетной системы исследования эффективности завесного охлаждения ЖРДМТ с использованием методов планирования эксперимента

Прохоров А.В., Кочергин А.А., Боровик И.Н., Хохлов А.Н.,
Богачева Д.Ю., Воробьев А.Г.
МАИ, г. Москва

Одной из актуальных задач остается обеспечение надежной тепловой защиты элементов конструкции и в целом РДМТ, работающих в условиях высоких температур рабочего тела при минимально возможных потерях экономичности на цели охлаждения. Одним из путей решения задачи тепловой защиты стенок высокотемпературных ракетных двигателей малых тяг (РДМТ) на топливе, является организация завесного (заградительного) охлаждения конструкции.

Выбор расхода на завесу является одной из основных задач при разработке и расчете ЖРДМТ, так как является отправной точкой для решения следующих задач:

- выбор соотношения компонентов ракетного топлива;

- получение максимального удельного импульса, при сохранении работоспособности;
- выбор материала стенки камеры сгорания (КС);
- выбор покрытия стенки КС;
- расчет теплового состояния;
- обеспечения ресурса ДМТ.

Для исследования новых ЖРДМТ разработана экспериментально-расчетная система, которая регулирует входные параметры двигателя по выходным параметрам непосредственно в ходе огневых испытаний. Система анализирует тепловое состояние КС, рассчитывает оптимальный расход на завесу, и за счет обратной связи регулирует подачу компонента для завесного охлаждения. Критерием выбора расхода на завесу является сохранение температуры стенки в пределах ее работоспособного состояния. При этом удельный импульс соответствует максимальному значению для данных условий.

За счет применения экспериментально-расчетной системы становится возможным оптимизация плана экспериментов с уменьшением времени на огневые испытания и минимизацией их количества.

Работы проводятся на кафедре 202 факультета «Двигатели летательных аппаратов» Московского авиационного института.

Оптимизация демпфирующего слоя защитного композиционного покрытия на углерод-углеродный композиционный материал

Хренов В.В., Бабин С.В.

МАТИ, г. Москва

В результате проведенного анализа и экспериментов для УУКМ (углерод-углеродный композиционный материал) авторами предлагается следующее композиционное, многослойное термоэрозионностойкое покрытие:

- эрозионностойкий слой – Al_2O_3 +Стекло
- промежуточный слой – Стекло
- демпфирующий слой – $SiC+Al_2O_3$

Так же было ясно, что дальнейшее совершенствование свойств коррозионно-эрозионно стойкого покрытия необходимо вести, снижая температурные напряжения, возникающие в результате большой разницы в коэффициентах термического линейного расширения (КТЛР) между демпфирующим слоем и УУКМ.

Авторами проведено исследование трещиностойкости демпфирующего слоя: экспериментально исследовалась зависимость КТЛР от угла напыления покрытия из Al_2O_3 . Проводились напыления порошка (сферолиты Al_2O_3) дисперсностью 40мкм. В качестве подложки использовались образцы графита, которые нарезались с различными

углами поверхностей, предназначенных для напыления. Покрытие напылялось на образцы до требуемой толщины. После напыления полученные покрытия отделялись от графитовых подложек. Затем с помощью фотографической методики измерялся КТЛР полученных покрытий из Al_2O_3 . КТЛР измерялся в температурном интервале от $100^{\circ}C$ до $600^{\circ}C$. Измерения КТЛР проводились в двух направлениях: вдоль направления напыления порошка и поперек напыления. В результате проведенных экспериментов установлено, что КТЛР плазменнонапыленных покрытий из Al_2O_3 зависит от угла напыления покрытия. А так же были сделаны выводы что, оптимальным углом напыления Al_2O_3 для создания покрытия демпфирующего слоя будет угол в 15° , т.к. анизотропия свойств КТЛР не слишком велика и КТЛР минимальны, что необходимо для минимального растрескивания демпфирующего слоя, а следовательно и стабильности защиты данного композиционного покрытия.

Для проверки данного предположения были произведены контрольные эксперименты. На образцы из УУКМ, наносили предложенное покрытие, при этом демпфирующий слой напыляли под разными углами: 15° , 30° , 45° , 60° и 75° . Полученные образцы циклично нагревались до температуры в $1100^{\circ}C$ и охлаждались до $100^{\circ}C$, после чего они фотографировались, после 5ти и 10ти циклов нагрева и охлаждения. Из полученных фотографий сделали оценку количества трещин на 100 мм^2 в процентах и получили следующие соотношения: 1,368% для 15° , 3,373% для 30° , 5,126% для 45° нагрева, 6,255% для 60° , 6,855% для 75° после 10ти циклов нагрева. Отсюда можно сделать выводы о том, что 15° является оптимальным углом для демпфирующего слоя.

**Экспериментально-расчетное исследование характеристик
коаксиального теплообменника для нагрева газообразного и
жидкого топлива при проведении испытаний
высокотемпературных композиционных материалов**

Митрохов Н.В.
МАИ, г. Москва

Целью работы является получение характеристик экспериментального оборудования – коаксиального теплообменника, позволяющего нагревать как газообразные, так и жидкие типы топлива. Данное экспериментальное оборудование применяется для проведения испытаний высокотемпературных композиционных материалов и моделей камеры сгорания, выполненных из такого рода материала. Нагретое топливо подается во внутренние полости модулей камеры сгорания во время ее работы. Таким образом, моделируются условия

испытаний материалов, соответствующие условиям полета с высокой сверхзвуковой скоростью и использование топлива для охлаждения летательного аппарата и оборудования перед подачей топлива в камеру сгорания.

Первым этапом работы было адаптирование существующих методик расчета теплообменников для выработки методики пригодной для расчета коаксиального теплообменника в широком диапазоне температур и расходов, как горячего газа, так и нагреваемого компонента.

Вторым этапом было написание программы для расчета коаксиальных теплообменников. Программа позволяет задавать тип нагреваемого компонента, а также учитывает направление движения компонентов в теплообменнике (прямоток или противоток). В процессе расчета программа формирует выходной файл, который содержит в себе таблицу с распределением всех основных параметров горячего газа и нагреваемого компонента по длине теплообменника.

Третьим этапом работы было проектирование конструкции теплообменника, его изготовление и проведение экспериментов по исследованию характеристик коаксиального теплообменника для нагрева газообразного и жидкого топлива при проведении испытаний высокотемпературных композиционных материалов.

В результате выполненной работы накоплен экспериментальный материал для расширения представления о механизмах нагрева газообразного и жидкого топлива в коаксиальном теплообменнике и верификации численных методов его расчета. С помощью данного теплообменника были проведены испытания модуля модельной камеры сгорания ГПВРД, выполненного из Si-C композиционного материала.

Пальчиковые уплотнения для перспективных ГТД и технология их изготовления

Маннапов А.Р.

УГАТУ, г. Уфа

Одним из путей повышения эффективности газотурбинных двигателей (ГТД) является совершенствование конструкций радиальных уплотнений, позволяющих сократить паразитные утечки рабочей среды (воздуха, газа, масла) через узкую кольцевую щель между разделяемыми полостями.

Одними из наиболее высокоэффективных газоздушных и воздушно-масляных уплотнений для перспективных ГТД являются пальчиковые.

В традиционную конструкцию пальчикового уплотнения входят как минимум два примыкающих друг к другу кольца. Каждое из них

содержит множество равномерно расположенных по окружности пальчиков, образованных путем выполнения узких (шириной 0,2...0,6 мм) пазов между ними. Кольцо, устанавливаемое со стороны полости низкого давления, дополнительно содержит выступающие площадки, выполненные за одно целое с соответствующими пальчиками. Кольца позиционируются друг относительно друга таким образом, чтобы пальчики каждого кольца перекрывали пазы примыкающего к нему другого кольца, тем самым обеспечивая герметичность перекрываемой кольцевой щели между ротором и статором. Кольца прижаты со стороны полостей низкого и высокого давления кольцевыми крышками для повышения герметичности и жёсткости конструкции в осевом направлении.

В процессе работы ГТД гибкость пальчиков позволяет им отгибаться и таким образом компенсировать вибрации, температурные расширения и отклонения ротора от номинального положения.

Несмотря на то, что пальчиковые уплотнения известны за рубежом уже более 20 лет, в отечественной практике газотурбостроения разработка их конструкции и технологии изготовления началась сравнительно недавно.

Например, работы, выполненные коллективом НИИ ПТТ ЭХО УГАТУ в рамках ФЦП “Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года”, были осуществлены в 2008-2011 гг. и в итоге получены следующие результаты:

Предложены новые конструктивные решения по пальчиковым уплотнениям (патенты на изобретения РФ № 2416753, 2425271; заявки на изобретения РФ 2010138987, 2010142091, по которым получено решение на выдачу патента).

Разработана инновационная технология изготовления пальчиковых уплотнений (которая нашла отражение в диссертационной работе и публикациях автора).

Изготовлены натурные образцы пальчиковых уплотнений и переданы в ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют» (г. Москва) для стендовых испытаний.

5. Секция «Информационно-телекоммуникационные технологии»

Разработка и оптимизация по критерию помехоустойчивости конструкций высокоскоростных монтажных плат

Атопшев Ю.С.

МАИ, г. Москва

Работа посвящена разработке методики проектирования помехоустойчивых высокоскоростных монтажных плат. Понятие помехоустойчивости является комплексным, оно включает защиту от внешних и от внутренних помех. В данной работе рассмотрена внутренняя помехоустойчивость.

Была рассмотрена минимизация перекрестных помех для электрически коротких линий связи по модели активная-пассивная линия, либо по модели активная-пассивная-активная. Была рассмотрена минимизация помех отражений и перекрестных помех для дифференциальных линий передачи и для электрически длинных линий передачи. Было рассмотрено устранение помех по цепям питания.

Вышеперечисленные задачи и решения объединены в методику, которая включает в себя алгоритмы предтопологического и посттопологического анализа.

Задачей предтопологического анализа помехоустойчивости является формирование критериев и правил для интерактивной и автоматической трассировки печатной платы, устойчивой к воздействию внутренних помех. Исходными данными для предтопологического анализа являются: схема электрическая принципиальная устройства, характеристики устройства, параметры элементов, значение помехоустойчивости микросхем. Расчеты параметров линий передачи производится в специальных программных средствах. Данный анализ ориентирован на системы автоматизированного проектирования, позволяющие принудительно ограничить длины проводников и участки взаимодействия двух и более проводников.

Задачей посттопологического анализа является проверка выполнения заданных правил проектирования печатной платы и параметров линий передачи. Исходными данными для данного анализа является готовая топология и параметры линий передачи сформированных в результате предтопологического анализа. В нем необходимо провести контроль длин линий передачи и длин участков взаимодействия соседних проводников. Данный анализ ориентирован на системы автоматизированного проектирования, позволяющие провести быстрый

анализ внутренней помехоустойчивости и детальный анализ помехоустойчивости печатных плат.

Электронные платёжные системы: классификация, требования и перспективы развития

Бородин В.А.

МАИ, г. Москва

Проведение электронных расчётов в интернете и эффективная логистика позволяют осуществить полный цикл коммерческих отношений в рамках электронной коммерции. В качестве эффективной формы реализации таких расчётов представляются электронные платёжные системы (ЭПС).

В широком смысле *электронная платёжная система* — это совокупность правил, процедур и технической инфраструктуры, обеспечивающих перевод стоимости от одного субъекта экономики другому с помощью средств электронной коммуникации. В более узком смысле — это комплекс аппаратных и программных средств, предназначенных для осуществления безналичных расчётов и других кредитно-финансовых операций.

Все ЭПС можно разделить на два класса:

кредитные ЭПС,

дебетовые ЭПС.

Как видно из определения ДЭПС, ядром дебетовой ЭПС является система *электронных денег* (ЭД). Под электронными деньгами понимаются денежные обязательства эмитента в электронном виде, которые находятся на электронном носителе в распоряжении пользователя.

Японские специалисты в области ЭПС Т. Окамото и К. Охта разработали шесть основных свойств-требований к ЭПС:

Независимость. Безопасность ЭД не зависит от местонахождения наличных денег.

Безопасность. ЭД нельзя скопировать и повторно использовать.

Анонимность. Тайна личности пользователя защищена, связь между пользователем и покупками установить невозможно.

Автономность платежей. Когда пользователь расплачивается за покупку электронными деньгами, протокол между пользователем и продавцом выполняется автономно, т.е. магазину не нужно соединяться с центральным сервером для обработки платежа пользователя.

Перемещаемость. ЭД могут передаваться другим пользователям.

Делимость. Заказанная сумма ЭД может быть поделена на более мелкие.

Тем не менее, анализ широко распространённых платёжных систем показал, что ни одна из них не удовлетворяет всем этим свойствам. Более того, до сегодняшнего дня в существующих работах не описана ни одна электронная платёжная система, удовлетворяющая этим требованиям. В связи с этим исследования, связанные с созданием такой системы являются весьма перспективным направлением.

Проблемы аналого-цифрового преобразования ВЧ сигналов в цифровой антенной решетке (ЦАР)

Добычина Е.М., Бохин Д.Л.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось исследование проблем, возникающих в приемо-передающем модуле (ППМ), на основе которого строится ЦАР, при осуществлении процесса аналого-цифрового преобразования сигнала на несущей частоте.

Первым этапом исследования являлось определение структуры ППМ в составе ЦАР. При этом было учтено, что радиолокационные и радиоинформационные системы ближайшего десятилетия должны создаваться на основе интеллектуальных антенных решеток «intelligent antennas» – это является основным научно-техническим направлением в радиоинформационной системотехнике, результаты которого позволяют «скачкообразно» увеличить эффективность наземных и космических систем радиолокации, радиосвязи, радиоразведки и т.д. Интеллектуальная антенна на борту летательного аппарата (ЛА) - это ЦАР, основой ее построения является ППМ. В отличие от модуля аналоговой АФАР, его главная функция-преобразование аналогового сигнала в цифровой на более раннем этапе в приемной части решетки, и наоборот, цифрового сигнала в аналоговый на более позднем этапе в передающей части. Эти функции выполняют аналого-цифровые преобразователи (АЦП) и цифро-аналоговые преобразователи (ЦАП). Формирование выборок ДН и их дальнейшая обработка производятся в модуле цифрового диаграммообразования (ЦДО), который является специализированным, высокопроизводительным процессором.

На втором этапе исследований рассмотрены вопросы применения АЦП и ЦАП в технике цифрового диаграммообразования. Основная особенность таких систем – размещение АЦП в каждом приемном и ЦАП в каждом передающем канале каждого ППМ с оцифровкой сигнала, как правило, на несущей частоте. При этом исключаются операции преобразования частоты, детектирования сигналов с выделением огибающей и, тем самым, уменьшаются энергетические потери, повышается чувствительность приемной системы и упрощается её конструкция.

Однако, несмотря на интенсивное развитие АЦП, остается ряд проблем, связанных с оцифровкой сигнала в ЦАР. Для решения проблемы фазирования канального сигнала при оцифровке можно использовать линии задержки различного принципа действия или фазовые множители, для узкополосных сигналов. Однако фазирование сигнала, так же можно осуществлять прямо при преобразовании аналогового сигнала в цифровой, с помощью задежки синхроимпульсов.

Результатом выполненной работы является анализ проблем, возникающих при аналого-цифровых преобразованиях на несущей частоте в ЦАР. Показаны возможные пути решения этих проблем с использованием современной элементной базы.

Характеристики щелевых антенн для широкополосных телекоммуникационных систем

Гончаров В.А.

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

Радиоэлектронное приборостроение как направление исследовано в недостаточной степени по нескольким причинам. В количественном отношении наблюдается экспоненциальный закон роста радиоэлектронных и телекоммуникационных систем. В качественном отношении к современным радиоэлектронным комплексам возрастают требования по эффективности и электромагнитной совместимости. Значительный практический интерес представляет задача построения модели антенны в виде оптимальной согласованной неоднородности. Основными характеристиками любой антенны являются диаграмма направленности и коэффициент отражения. В таком случае разработку модели щелевой антенны можно разделить на три этапа.

На первом этапе необходимо провести оценку согласованности щелевой антенны по входу. Функциональное назначение антенны состоит в согласовании фидерного тракта с открытым пространством. Для оптимизации согласующих свойств необходимо минимизировать неоднородности в раскрыве излучателя. При этом коэффициент отражения в заданной полосе частот будет минимален.

На втором этапе требуется исследовать направленные свойства щелевого излучателя. Диаграммой направленности называется закон распределения излучаемого антенной поля в дальней зоне. С учетом того, что в заданной точке пространства мощность электромагнитной волны пропорциональна квадрату напряженности поля, за основу модели слабонаправленного излучателя можно принять стандартную функцию Бесселя первого рода нулевого порядка.

На третьем этапе исследования проводится разработка метода оптимизации обоснованной модели микрополоскового излучателя.

Идеальный излучающий элемент должен быть абсолютно согласован с источником возбуждения в заданной полосе рабочих частот. Для обеспечения согласования антенны оптимизируется представленная в виде матрицы рассеяния двухполосника модель. Под оптимизацией матрицы рассеяния двухполосника подразумевается минимизация коэффициента отражения. Для оценки согласованности антенны в широкой полосе частот в докладе предлагается метод интегральных оценок характеристик излучающих элементов.

Таким образом, в докладе в ходе исследований характеристик целевых антенн разработана оптимальная электродинамическая модель. Такую модель можно использовать при описании излучательных и отражательных свойств оптимальных согласованных неоднородностей.

Формирование высокоинформативного изображения в бортовых радиолокационных комплексах

Харламов А.Н., Егоров В.В.

МАИ, г. Москва

Формирование радиолокационного изображения (РЛИ) при зондировании широкополосными сигналами с внутриимпульсным заполнением неизбежно сталкивается с проблемой ограничения динамического диапазона яркостей вследствие просачивания мешающих отражений по боковым лепесткам сигнальной функции. Для решения подобных задач часто применяются методы спектрального анализа. Качество получаемых оценок яркости в значительной степени определяется адекватностью модели отраженных сигналов, однако, в силу большого разнообразия зондируемых объектов и недостаточности априорной информации, использование сложных моделей оказывается нецелесообразным.

В сообщении излагается подход для формирования РЛИ, базирующийся на моделях диффузного рассеяния радиоволн поверхностью с локально равномерными распределениями ЭПР и зеркального отражения точечными объектами. Оценка яркости производится на основе многооконного адаптивного метода спектрального анализа по короткой выборке случайного процесса, формируемой в частотной области методом инверсной фильтрации. Предложенные алгоритмы получены в результате решения обратной задачи восстановления комплексного РЛИ в локальной области с использованием разложения сигнала в ряд по собственным функциям ядра Дирихле – вытянутым сфероидальным волновым функциям.

Рассматриваемый метод формирования РЛИ позволяет:

- с высоким разрешением выделять границы участков зондируемой поверхности с различными коэффициентами отражения, например, контуры дорожного полотна, лесов, полей, береговые линии и т.п.;

- на основе F-теста на наличие дискретных компонент в восстановленном сечении комплексного РЛИ по дальности обнаруживать зеркальные точечные объекты и оценивать их комплексные коэффициенты отражения.

Однако в реальных условиях эффективность данного метода может быть заметно ограничена аппаратурными погрешностями. Приводятся соответствующие оценки допустимых нелинейных искажений и фазовых шумов РЛС.

Эффективность формирования РЛИ иллюстрируется результатами натуральных испытаний, проведенных на базе макета широкополосного радиолокатора (полоса 200МГц), разработанного на факультете Радиоэлектроники МАИ, в режиме зондирования ЛЧМ радиоимпульсами.

Преимущества и перспективы применения селективной пайки при монтаже специальной аппаратуры

Иванов С.А., Умаров Д.Ш.

НИИ ТП, г. Москва

Особенностью разрабатываемой аппаратуры ракетно-космической техники является повышенное требование к надежности, а значит, повышение функциональных возможностей и надежности применяемых компонентов имеет большое значение. Разработка радиоэлектронной аппаратуры на нашем предприятии в настоящее время все больше базируется на использовании высокоинтегрированной элементной базы.

При монтаже микросхем в сложных корпусах пайка вручную либо не возможна совсем, либо не обеспечивает повторяемости качества монтажа, а, следовательно, и качества изделия в целом. Монтаж в печи оплавления решает эту проблему, но оставляет открытым вопрос ремонта аппаратуры (в том числе так называемой доработки) и комбинированных методов монтажа.

Решение перечисленных проблем было найдено в применении установок селективной пайки. Был проведен ряд экспериментов на установке ONYX 29 ф. Zevac, которые подтвердили перспективность селективной пайки при монтаже специальной аппаратуры.

Одной из главных особенностей установок данного типа является система визуального позиционирования компонента для установки на плату. Благодаря данной системе можно установить на печатную плату компонент любой сложности, от микросхемы в крупногабаритном корпусе до чип-элемента типоразмера 0201.

Установки селективной пайки обеспечивают не только монтаж и демонтаж компонентов со строгим соблюдением термопрофиля (режима пайки), но и позволяют выполнять очистку платы от остатков припоя после демонтажа и наносить паяльную пасту.

Еще одна немаловажная особенность – нижний подогрев платы. Он обеспечивает равномерность распределения температур во время пайки, обеспечивает повторяемость подобранного термопрофиля, а также позволяет монтировать компоненты на печатные платы, установленные на массивные теплоемкие конструкции. Для каждого компонента подбирается индивидуальный термопрофиль и все компоненты такого типа монтируются по одним и тем же условиям, что исключает ошибку оператора.

В процессе пайки обеспечивается обратная связь посредством термодар (которые можно установить в любое место конструкции, платы, компонента), благодаря чему осуществляется строгий контроль операции пайки с возможностью вмешаться в процесс на любой стадии, что делает его интерактивным.

Эксперименты доказали, что данный вид оборудования в совокупности с пайкой в печи оплавления обеспечивает полное покрытие нужд производства электронного приборостроения в единичном и мелкосерийном производстве, характерном для ракетно-космической отрасли.

Алгоритм комплексной обработки информации бортовых радиоэлектронных визирных систем для оценивания фазовых координат и распознавания классов воздушных целей

Иванов С.Л., Аврамов А.В., Ткаченко С.С.

ВАИУ, г. Воронеж

В процессе боевого полета самолета-истребителя на его борту часто возникает задача формирования высокоточной координатной информации о воздушных целях (ВЦ) различных типов, существенно отличающихся друг от друга по маневренным возможностям. Основной измерительной системой, решающее указанную задачу, как правило, является бортовая радиолокационная станция (БРЛС), в которой точное оценивание координат и параметров движения наблюдаемых целей осуществляется в устройстве вторичной обработки сигналов в результате выполнения квазиоптимальных алгоритмов линейной фильтрации. Синтез таких алгоритмов основывается на использовании математических моделей движения аэродинамических объектов, в которых маневренные способности объектов описываются фиксированным набором параметров.

На практике характеристики сопровождаемых БРЛС ВЦ могут значительно отличаться от характеристик исходных математических моделей, что является причиной снижения точности формируемых оценок фазовых координат и, как следствие, уменьшения эффективности решения самолетом-истребителем задач по предназначению. В этих условиях возникает потребность в реализации в составе алгоритмического обеспечения БРЛС процедур фильтрации адаптивных к характеристикам маневренности сопровождаемых ВЦ.

Анализ особенностей функционирования комплекса бортового радиоэлектронного оборудования самолета-истребителя позволяет судить о возможном наличии на его борту дополнительной информации, косвенно характеризующей маневренные свойства обнаруживаемых БРЛС ВЦ, а значит, полезной для адаптации следящих каналов станции. К такой информации относятся результаты распознавания классов целей, получаемые БРЛС, а в некоторых случаях, и бортовой станцией радиотехнической разведки (СРТР).

В работе на основе теории систем со случайной скачкообразной структурой и метода двухмоментной параметрической аппроксимации синтезирован квазиоптимальный алгоритм адаптивного оценивания фазовых координат и распознавания классов сопровождаемых БРЛС ВЦ, основанный на объединении тактической информации БРЛС и СРТР. Проведенное исследование эффективности данного алгоритма показывает, что его характеристики обеспечивают беспрерывное высокоточное сопровождение ВЦ существенно отличающихся по маневренным возможностям. Кроме этого, алгоритм позволяет повысить достоверность распознавания классов целей в результате объединения соответствующих решений БРЛС и СРТР, а также учета при классификации траекторной информации о ВЦ.

Многофункциональная бортовая антенная решётка интегрированного радиоэлектронного комплекса

Кондратьева С.Г.

МАИ, г. Москва

Рупорная антенная решётка с волноводной распределительной системой имеет малые потери и обеспечивает работу в широкой полосе частот. Реализация антенны на стандартных элементах волноводного тракта с использованием фланцевых соединений и крепежа не удовлетворяет требованиям к массогабаритным характеристикам бортовых антенн. Поэтому целесообразно при изготовлении антенной системы использовать современные технологии, позволяющие объединить все элементы излучающей и распределительной системы в единый блок. Таким образом, можно отдельно рассматривать антенное

полотно, состоящее из рупорных излучателей и распределительную систему. Однако, для формирования моноимпульса в горизонтальной плоскости необходимо, чтобы разность фаз между двумя равными половинами антенного полотна составляла 180° .

Наиболее компактным вариантом построения распределительной системы является двоичная система, реализованная на E-тройниках с использованием технологии гальванопластики. При делении мощности с помощью E-тройников, в плечах делителя фаза сигнала отличается на 180° , а противофазное деление мощности компенсируется только в двоичной схеме деления. Кроме хороших массогабаритных характеристик, эта распределительная система обладает хорошими фазовыми характеристиками в рабочей полосе частот. Таким образом, целесообразно в антенном полотне размещать элементы по $2n$, где n – целое число.

Антенная решётка формирует суммарные диаграммы направленности (ДН) при работе на излучение и на приём, а также разностную ДН в азимутальной плоскости при работе на приём. Полотно рупорной антенной решётки образовано 256 излучателями, размещёнными эквидистантно. Требуемый низкий УБЛ = -24 дБ может быть достигнут при использовании спадающего к краям амплитудного распределения. Предварительные расчёты решётки позволяют определить оптимальные параметры его конструкции. Размеры излучателя обеспечивают шаг решётки не более длины волны на самой высокой частоте. Выбор излучателя антенной системы определяется конструктивными требованиями, как ко всей антенне, так и к распределительной системе. Численное электродинамическое моделирование позволяет определить характеристики направленности, согласование и оптимальные размеры рупорного излучателя с учётом технологии изготовления. Высокая точность электродинамического моделирования исключает необходимость экспериментальной отработки излучателя в решётке.

Таким образом, выбрана технология изготовления антенны, обеспечивающая минимальную глубину. Показана возможность получения требуемых характеристик направленности при использовании данной технологии. Разработана электродинамическая модель антенной решётки.

Исследование величины отклонения главного лепестка ДН плоской ФАР от осевого направления после проведения калибровочных процедур в ближней зоне в зависимости от ошибки определения координат юстировочной антенны

Шитиков А.М., Коротецкий Е.В.

Радиофизика, г. Москва

В данной статье рассматривается влияние ошибки определения координат калибровочной антенны, расположенной в ближней зоне ФАР, на величину отклонения от оси луча ДН.

При калибровке ФАР в ближней зоне критически важно знать положение калибровочной антенны. Если новые координаты антенны известны, то возможно осуществление калибровки в новых условиях, с использованием корректирующего комплексного множителя, рассчитанного для нового положения юстировочной антенны. При этом, пересчет результатов калибровки к дальней зоне может теоретически происходить без потери точности. Зачастую, однако, новые координаты антенны неизвестны и даже неизвестно, что антенна «ушла» из своего положения. При этом калибровка производится при фактически изменившемся положении вспомогательной антенны, а корректирующий множитель используется для исходного ее положения, что приводит к ошибке при определении собственных коэффициентов передачи.

Сначала выводятся формулы для амплитудно-фазового распределения в раскрыве ФАР после калибровки по ошибочным координатам юстировочной антенны, затем рассматривается влияние ошибки вдоль апертуры ФАР на отклонение от оси главного луча, затем, вдоль оси ФАР.

В завершении работы, в соответствии с полученными формулами, были сделаны выводы, что рассматриваемая ошибка вдоль апертуры ФАР сильнее влияет на угол отклонения главного луча, чем ошибка вдоль её оси. На расстояниях до калибровочной антенны сравнимых с радиусом апертуры, требуемая точность установки свистка сравнима с длиной волны.

Оборудование для стирания информации с электронных носителей

Кузьминых А.С., Фесенко М.В., Хлопов Б.В.

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

Применение новых современных технологий во всех областях производственной деятельности стало чрезвычайно зависимо от использования и хранения информации. Промышленные предприятия, организации и структуры, в том числе, находящиеся в подчинении

военных ведомств в качестве носителей информации, широко используют различные электронные носители. И проблема уничтожения информации особенно экстренная, имеет важное, а во многих случаях, решающее значение с точки зрения безопасности. Так как компьютеризация инфраструктуры промышленно-развитых стран привела в настоящее время к бурному развитию технических средств, позволяющих добывать конфиденциальную информацию из компьютеров и компьютерных сетей.

Поэтому представляет огромное практическое значение выработка комплексного подхода к проблеме защиты информации. Данная проблема определила цель создания оборудования обеспечивающего надежное и гарантированное уничтожение информации записанной на различных электронных носителях.

В результате работы были разработаны переносное и стационарные устройства уничтожения информации с НЖМД методом воздействия импульсным магнитным полем.

Разработано и создано устройство, которое размещается непосредственно в персональном компьютере. Это устройство предназначено главным образом для экстренного стирания информации.

Разработан образец прибора для стирания информации на носителях информации с энергонезависимой памятью, в котором использован комбинированный способ, совмещающий в себе метод воздействия сверхкороткими электромагнитными импульсами и воздействия на управляющие выводы носителя импульсом высокого напряжения.

Разработаны приборы для стирания информации с оптических и магнитооптических носителей методом механического воздействия.

Рассмотрен вариант защиты корпоративной информационной сети связи с использованием метода автоматического стирания информации при несанкционированном доступе.

Интерферометрический режим РЛС с синтезированием апертуры при вращении фазового центра реальной антенны

Татарский Б.Г., Майстренко Е.В., Ясенцев Д.А
МАИ, г. Москва

Одним из основных достоинств радиолокационных систем с синтезированием апертуры (РСА) является их всесуточность и всепогодность, а также возможность достижения высокой разрешающей способности (детальности) получаемого радиолокационного изображения (РЛИ). Недостатком существующих РСА, использующих один фазовый центр реальной антенны, является невозможность формирования трехмерных РЛИ подстилающей поверхности,

позволяющих существенно повысить качество их восприятия и информативность.

Средством прямого получения трехмерных изображений рельефа являются так называемые интерферометрические РСА. Основное их отличие от обычных РСА – наличие двух разнесенных по высоте фазовых центров антенной системы, с помощью которых формируются две радиоголограммы, обрабатываемые совместно. Совместная обработка, заключающаяся в измерении разности фаз сигналов, воспринимаемых в различных точках приема, позволяет оценить угол места элементов разрешения. И, следовательно, высоты наблюдаемого объекта. В зависимости от ситуации возможно одновременное или разнесенное по времени формирование РСА-голограмм.

В докладе рассматривается интерферометрическая РСА, формирующая синтезированную апертуру за счет вращения фазового центра реальной антенны, а также анализируются особенности обработки сигналов при данном построении РСА и различных способах формирования радиоголограмм с целью получения информации о рельефе подстилающей поверхности.

Усилители мощности цифровых ППМ «smart» – антенн

Малахов Р.Ю.

МАИ, г. Москва

Технология активных фазированных антенных решеток (АФАР) на сегодня является доминирующей при построении радиоэлектронных систем различного назначения. Ключевым элементом АФАР является приемо-передающий модуль (ППМ), включающий в себя цифровые схемы синтеза частоты и модуляции сигнала, мостовые схемы и СВЧ усилители, от качественных характеристик которых зависит функциональность модуля в целом.

Одним из способов повышения функциональности АФАР является цифровое диаграммобразование. Использование сложных видов цифровой модуляции приводит к ужесточению требований к линейности характеристик оконечных усилителей в ППМ при сохранении высоких значений КПД и выходной мощности. Выбор и обоснование технологий, лежащих в основе усилителя мощности (УМ), является критическим при построении цифровых антенных решеток.

Большой прогресс в последние десятилетия достигли технологии производства мощных полевых транзисторов на нитриде галлия (GaN), обладающие плотностью мощности до 30 Вт на мм ширины затвора, уровнем внутренних фазовых шумов не превышающим 1 дБ, работающие в диапазоне вплоть до 50 ГГц. Использование режима с отсечкой тока, SiC подложки и теплоотводящих подложек - сплайнов

позволяет облегчить решение проблемы теплоотвода, тем самым улучшив массогабаритные характеристики усилителя. Важным аспектом проектирования современных УМ является выбор не только адекватной нелинейной модели транзистора, позволяющей предсказывать интермодуляционные помехи и тепловые изменения параметров режима, но и корректного метода извлечения внутренних и внешних параметров элементов эквивалентной схемы.

Осуществляя цифровую манипуляцию, модулятор цифрового ППМ вносит в канал дополнительный фазовый сдвиг и управляет амплитудой выходного колебания, создавая необходимое амплитудно-фазовое распределение (АФР) в решетке или корректируя его. В результате, на вход УМ приходит сложный СВЧ сигнал, промодулированный, как по частоте, так и по амплитуде и фазе. Это приводит к значительному ужесточению требований к уровню нелинейных искажений и возможным нестабильностям питающих генераторов в усилительных каскадах.

Проведен анализ существующих технологий производства мощных СВЧ транзисторов. Выбрана технология, тип подложки, описаны возможные методы отвода тепла для УМ X-диапазона. Проведен обзор нелинейных моделей GaN транзисторов и методов извлечения параметров эквивалентной схемы.

Способ селекции движущихся целей при поимпульсной перестройке частоты

Майоров Д.А.

Военная академия войсковой противовоздушной обороны ВС РФ им. Маршала Советского Союза А.М. Василевского, г. Смоленск

В условиях постоянного радиоэлектронного противодействия со стороны противника значительную актуальность приобретает разработка и использование новых способов повышения помехоустойчивости РЛС, одним из которых является поимпульсная перестройка несущей частоты. Однако стремление к повышению помехоустойчивости и расширению информационных возможностей РЛС за счет применения сигналов с перестройкой частоты ведет к тому, что традиционные методы селекции движущихся целей становятся неработоспособными.

В связи с этим целью исследования является разработка нового подхода к обнаружению целей на фоне пассивных помех для перспективных РЛС с перестройкой частоты. Для достижения цели исследования использованы достоинства способа измерения радиальной скорости воздушной цели (ВЦ) в режиме поимпульсной перестройки

частоты, который основан на перефазировании ее комплексной частотной характеристики.

В ходе исследований предложен новый подход к обнаружению ВЦ при перестройке несущей частоты, основанный на измерении радиальной скорости ВЦ и компенсации мешающих отражений от пассивных помех путем формирования двух комплексных частотных характеристик и поэлементного вычитания входящих в них данных после устранения фазовых набегов, связанных с радиальным перемещением пассивных помех. Предложенный подход может быть использован для обнаружения целей, движущихся на фоне пассивных помех, перспективными РЛС с перестройкой частоты, а также для определения их дальности и скорости.

Исследования проводились в рамках научно-исследовательской работы по гранту Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых № МК-22.2011.10.

Малогабаритный логопериодический излучатель для линейной антенной решетки

Милосердов М.С.

МАИ, г. Москва

Логопериодическая вибраторная антенна (ЛПВА) - достаточно давно и хорошо известный широкополосный излучатель. Однако, для определенного круга задач, когда к габаритам антенны предъявляются крайне жесткие требования из-за условий размещения, возникает необходимость уменьшения размеров ЛПВА. Существует несколько путей уменьшения размеров такой антенны:

- помещение элемента в симметричный диэлектрический слой толщиной t и абсолютной диэлектрической проницаемостью \mathcal{E}_a ;
- использование квазифрактальной геометрии логопериодического печатного излучателя;
- использование меандровой конфигурации логопериодического печатного излучателя;
- использование метаматериалов в конструкции логопериодического печатного излучателя.

Применение метаматериалов – достаточно сложный путь с точки зрения практической реализации. Меандровые и квазифрактальные конфигурации ЛПВА удобны для практической реализации, но их использование принципиально сокращает только вертикальный размер антенны, а продольный размер остается тем же. Погружение ЛПВА в симметричный диэлектрический слой уменьшает размеры антенны и в

вертикальном и в продольном направлениях, но при этом нужно учитывать то, что в диэлектрике может распространяться поверхностная электромагнитная волна, а значит необходимо вводить дополнительные ограничения на толщину диэлектрического слоя и на ширину полосы антенны.

В работе приведен анализ печатной ЛПВА, погруженной в симметричный диэлектрический слой. Показаны принципиальные ограничения на толщину диэлектрика как с помощью аналитических формул, так и в ходе численного эксперимента. Также в качестве примера показано конструктивное решение для размещения ЛПВА с полосой 1..1.6 ГГц под обтекателем носка крыла самолета. Анализ характеристик проводился методом конечных разностей во временной области. Приведены диаграммы направленности и характеристики согласования одного излучателя в составе бесконечной антенной решетки (АР) и характеристики конечной 12-ти элементной линейной АР для широких углов сканирования.

Многолучевая антенна для системы спутниковой связи на основе решетки из крупноапертурных излучателей

Пономарев Л.В., Вечтомов В.А., Милосердов А.С.

МАИ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Внедрение широкополосного доступа к мультисервисным услугам систем спутниковой связи (ССС), в особенности, с использованием КА на геостационарной орбите (ГСО), требует значительного повышения коэффициента усиления (КУ) бортовых антенн. Одновременно, требуется обеспечение обслуживания антенными системами с КА на ГСО глобальной или региональной зоны. Это существенное противоречие разрешается с использованием на борту многолучевых антенн.

Многолучевыми антеннами (МЛА) оснащены современные зарубежные ретрансляторы систем спутниковой связи, в частности в «Anik-F2» и «Thaicom-4». Известна отечественная бортовая МЛА [1], демонстрировавшаяся на выставке «МАКС-2009» и предназначенная для КА на ГСО. Антенна формирует 32 одноградусных луча для обслуживания территории РФ с прилегающими зарубежными странами.

Как правило, в качестве бортовых используются двухзеркальные антенны с большим (2...3 м) основным зеркалом для обеспечения требуемого КУ. Причем для достижения высоких электрических характеристик, а именно уменьшения падения КУ на краях зоны обслуживания, размер малого зеркала выбирается близким к размеру основного. Следующим недостатком применяемых антенных систем является невозможность обеспечения апланатизма в двух плоскостях,

для чего на зарубежных КА применяют антенные из нескольких двухзеркальных антенн с большой апертурой. Подобные антенные системы являются дорогостоящими, во многом определяющие стоимость всего комплекса.

В настоящем докладе предложен способ построения бортовых МЛА для ССС на основе решетки из крупноапертурных излучателей, т.н. многолучевых антенных систем (МАС). МАС состоит из излучателей в виде многолучевых зеркальных антенн. Отпадает необходимость применения апланатических зеркал для обеспечения постоянства КУ в глобальной зоне обслуживания.

Предложенный вариант имеет и недостатки, связанные с необходимостью выполнения облучателя каждой зеркальной антенны в виде периодической антенной решетки (АР).

В докладе приводятся результаты моделирования предложенного излучателя МАС с применением программного пакета ФЕКО. Оптимизированы размеры облучателя, профиль и фокусное расстояние зеркала для конкретной задачи обслуживания глобальной зоны с КА на ГСО и формирования многолучевой диаграммы направленности. Анализируются также параметры и характеристики направленности всей многолучевой АР в требуемом секторе обзора $\pm 8,7^\circ$.

Полученные результаты могут стать основой для дальнейшего проектирования бортовых многолучевых зеркальных антенн и цифровых адаптивных антенных решеток для ССС.

Литература:

1. Бортовая многолучевая антенна космического ретранслятора / Бей Н.А., Вечтомов В.А., Гуркин Е.Н. и др.– М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, ISSN 0236-3933. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение», 2009.

Разработка мощного усилителя X-диапазона на GaN транзисторе

Обухов А.Е., Снастин М.В.

МАИ, г. Москва

На современном этапе освоения радиоэлектронной аппаратуры возникает потребность в применении мощных СВЧ устройств. Наиболее мощные транзисторные усилители традиционно разрабатываются для передатчиков радиолокационной аппаратуры, используются в передающих устройствах радио – и телевизионного вещания, мобильной связи, в ускорителях заряженных частиц, в устройствах бытовой и медицинской аппаратуры. В процессе разработки усилителя возникает необходимость решения ряда проблем, среди которых такие, как обеспечение высоких значений токов и напряжений, заданного коэффициента полезного действия (КПД), отвода рассеиваемой

мощности, предотвращения электрического пробоя выбор элементной базы, согласование тракта СВЧ, расчёт мостовой схемы.

Некоторые из указанных проблем легче решаются при использовании вакуумных приборов, например, ЛБВ, отличающихся значительно более высокой стойкостью к радиационным воздействиям. Однако, такие усилители проигрывают твердотельным по массогабаритным характеристикам и напряжению источника питания. Развитие технологий ведёт к совершенствованию параметров полупроводниковых приборов. Важным для радиоэлектроники этапом стало освоение нитридгаллиевых (GaN) технологий изготовления полупроводниковых устройств и транзисторов в частности.

Активное применение GaN транзисторов в последнее время связано, например, с тем, что максимальная ширина запрещённой зоны даёт возможность работы таких транзисторов при высоких уровнях температуры и радиации. Высокая концентрация электронов в сочетании с их высокой подвижностью даёт возможность реализации большой плотности тока в канале транзистора и, как следствие, высокого коэффициента усиления. Преимуществами GaN активных приборов (АП) являются возможность работы в широкой полосе частот и получения высокого электронного КПД.

Суммирование ВЧ колебаний от многих активных элементов позволяет повысить уровень выходной мощности, но при этом возникают сложности, связанные с конструкцией и КПД цепей разветвления и суммирования с обеспечением фазовой идентичности суммируемых каналов и с предотвращением паразитного самовозбуждения. На начальных этапах разработки усилителя возникла проблема разделения мощности. Было рассмотрено несколько схем делителей мощности, в том числе делитель Уилкинсона, проведена оптимизация данного делителя по S-параметрам и коэффициентам стоячей волны по напряжению (КСВН) на входе и выходе.

Получены результаты энергетического расчёта транзистора, рассчитаны его входное и выходное сопротивления, составлена модель моста Уилкинсона, обеспечивающего деление мощности на входе АП.

Аппаратура для контроля ПЛИС, используемых в бортовых и наземных системах передачи информации

Краснов М.И., Мартынов О.А., Огурцов А.А.

Российские космические системы, г. Москва

В настоящее время в бортовой радиоэлектронной аппаратуре космических аппаратов для обеспечения требуемого быстродействия и снижения массо-габаритных показателей активно используют программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС). В

последние годы достижения в технологиях производства сверхбольших интегральных схем привели к значительному увеличению степени интеграции ПЛИС, а использование высокотехнологичных корпусов с большим количеством выводов привело к повышению вероятности возникновения дефектов ПЛИС. Вероятность возникновения отказов бортовой аппаратуры космических аппаратов напрямую зависит от надёжности используемых в ней ПЛИС. В связи с этим возникает необходимость в проведении контроля ПЛИС, для чего требуется современная высокотехнологичная аппаратура.

Аппаратура для проведения контроля ПЛИС должна иметь большое количество каналов с программируемыми логическими уровнями драйверов и компараторов, обеспечивать возможность контроля функционирования встроенных приёмопередатчиков двунаправленных интерфейсов различных стандартов. Также аппаратура должна обладать высокими частотными характеристиками, чтобы обеспечить возможность проверки встроенных в ПЛИС блоков фазовой автоподстройки (ФАПЧ) и микропроцессоров. Важной характеристикой аппаратуры для контроля ПЛИС является наличие возможности конфигурирования ПЛИС с энергозависимой памятью посредством интерфейсов SERIAL, JTAG, SPI. Для контроля электрических параметров и функционирования ПЛИС, особенно однократно программируемых, у аппаратуры требуется наличие встроенного JTAG интерфейса с поддержкой периферийного сканирования.

На российском и мировом рынках предлагается достаточно много аппаратуры, позволяющей проводить функциональный и параметрический контроль ПЛИС. Но аппаратура для проведения контроля, зачастую, не позволяет провести полноценный контроль ПЛИС, либо не имеет требуемых частотных характеристик. Кроме того, возникает вопрос об экономической эффективности аппаратуры, так как предлагаемые на рынке изделия, как правило, имеют достаточно высокую стоимость для своих возможностей.

В докладе проводится сравнительный анализ современной аппаратуры для проведения контроля ПЛИС по ключевым характеристикам. На основе анализа данных авторами предлагаются решения по оптимизации контроля ПЛИС с разделением функционального и параметрического контроля. Функциональный контроль предлагается проводить на специализированных стендах, предназначенных для контроля ПЛИС.

Проектирование линейных и нелинейных устройств СВЧ с использованием широкополосных согласующих структур

Петров И.А.

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

Основные параметры систем радиомониторинга и радиопротиводействия, использующие сигналы диапазона СВЧ для передачи и приема информации, во многом определяются параметрами устройств СВЧ, входящими в выходные и входные высокочастотные тракты. Изначально, системы радиомониторинга и радиопротиводействия являются широкополосными и сверхширокополосными системами, что накладывает определенные требования к разрабатываемым устройствам СВЧ. Поиск новых принципов и методов проектирования устройств СВЧ, теоретическое обоснование этих принципов, разработка соответствующих схемотехнических решений построения устройств, позволяющих улучшить их частотные характеристики, расширить диапазон рабочих частот, снизить габариты, наиболее полно использовать технологические и конструктивные достижения в области микроминиатюризации устройств, повышение эффективности методов проектирования с использованием современных вычислительных средств и программного обеспечения, продолжают оставаться актуальными задачами по совершенствованию техники СВЧ.

В докладе определяется суть метода структурного синтеза, включающего в себя: синтез отдельных широкополосных структур с наперед заданными частотными свойствами, последующее совмещение этих структур между и со структурами устройств СВЧ, синтезируемых классическим методом. Принцип совмещения структур значительно увеличивает число параметров при последующем параметрическом синтезе (оптимизации), с целью получения заданных амплитудно- и фазо-частотных характеристик, значительно увеличивает число вариантов схемотехнического построения устройств, в ряде случаев придает результирующей структуре новые частотные свойства и функциональные возможности, уменьшает габариты устройств.

Рассматривается ряд схемотехнических решений, полученных методом структурного синтеза для проектирования линейных и нелинейных устройств СВЧ таких как: трансформаторов активных, реактивных и комплексных сопротивлений, согласованных нагрузок; устройств деления и сложения мощности; детектирующих, смесительных и умножительных устройств; управляющих устройств с полупроводниковыми элементами; фильтров СВЧ.

Развитие фрактальных методов обработки информации и фрактальных радиосистем в их перспективах для радиофизики и радиолокации

Потапов А.А.

ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН, г. Москва

В основе всех информационных технологий лежат, в общем случае, разнообразные методы обработки сигналов. В настоящее время преимущественно и привычно используются целочисленные меры (интегралы и производные целого порядка), гауссовская статистика, марковские процессы и т.п. С созданием в 70-х гг. XX в. фрактальной геометрии (Б. Мандельброт, 1924 - 2010) в науку и технику начали стремительно проникать идеи дробных размерностей, дробных операторов, недифференцируемых функций, скейлинга. Данные математические понятия, объединенные с физикой фракталов, образуют новые “мостики”, довольно неожиданные, между не только смежными дисциплинами, что зачастую приводит к эффективным методам решения задач, иногда трудно разрешимых на данном уровне развития классических научных направлений. Другими словами, полное описание процессов современной обработки сигналов и полей невозможно лишь с помощью формул классической математики. Целью данной работы является рассмотрение основных достижений в рамках нового фундаментального научного направления «Фрактальная радиофизика и фрактальная радиоэлектроника: проектирование фрактальных радиосистем», предложенного и развиваемого автором в ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН, начиная с 80-х гг. XX в.

Рассмотрены реализации принципиально новых фрактально-скейлинговых методов обработки радиолокационной информации и синтеза высокоинформативных устройств обнаружения и распознавания слабых сигналов на фоне интенсивных негауссовских помех. Изложены алгоритмы синтеза фрактальных непараметрических обнаружителей радиолокационных обнаружителей. Первый в мире макет такого фрактального обнаружителя был создан нами в ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН еще в 2005 г.

Физическое моделирование дробных операторов позволяет создавать радиоэлементы на пассивных элементах, моделирующие фрактальные импедансы с частотным скейлингом. При конечной стадии построения модели фрактального импеданса можно регулировать диапазоны частот, в которых будет наблюдаться степенная частотная зависимость импеданса. Основываясь на полученных результатах, можно говорить о проектировании принципиально новых фрактальных элементов (устройств) и фрактальных радиосистем. Это позволяет перейти на новый уровень информационной структуры реальных немарковских

сигналов. Рассмотрены принципы конструирования фрактальных частотно-избирательных фильтрующих структур на основе миниатюрных фрактальных антенн. Обсуждаются вопросы применения разработанных методов фрактального анализа к исследованию радиотеплового излучения тропосферы и наличия искусственных возмущений ионосферы.

Таким образом, в настоящее время установлены универсальные черты функционирования, изоморфные для огромного количества объектов, относящихся к различным классам явлений, описываемых дробными операторами и фракталами. Результаты, методы и выводы, полученные автором с учениками, имеют большой инновационный потенциал, реализация которого, на наш взгляд, обеспечит решение ряда современных задач радиофизики, радиотехники, радиолокации, связи и управления, позволит обеспечить новое качество систем обнаружения и распознавания, развития новых информационных технологий и повышения конкурентоспособности отечественных изделий радиоэлектроники. Исходя из всего вышесказанного, можно говорить о становлении московской научной школы фрактальных методов с центром в ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН во главе с автором и хорошо известной в мире.

По указанному выше направлению выпущено в свет 13 монографий и более 500 научных работ. Проводятся НИР (Москва) и ОКР (Казань) по радиофизическим применениям теории фракталов, скейлинговых эффектов и дробных операторов в обработке принятых радиосистемами сверхслабых сигналов и технике проектирования широкополосных или многодиапазонных фрактальных антенн. Результаты нашей научной деятельности по фрактальной обработке информации в интенсивных негауссовских помехах, а также по фрактальным радиосистемам, фрактальным радиоэлементам и фрактальным антеннам были опубликованы в трех отчетных докладах Президиума Российской академии наук (Научные достижения РАН.- М.: Наука, 2008, 2010, 2011 гг.).

Печатная антенная решетка для бортовой рлс сантиметрового диапазона

Овчинникова Е.В., Рыбаков А.М., Воскресенский Д.И.
МАИ, г. Москва

Одной из основных задач, возникающих при разработке антенн бортовых радиоэлектронных систем, является минимизация массогабаритных параметров элементной базы. Помимо хороших массогабаритных характеристик, антенны и распределительные системы должны обладать ещё и высокой надёжностью. Решение этой задачи,

как правило, сводится к использованию легких материалов, с низкими температурными коэффициентами и высокой механической прочностью, а также современных технологий изготовления, например гальванопластика. Однако такая технология изготовления неудобна, так как сложно контролировать параметры антенной решётки после изготовления, а также осуществлять отладку опытного образца. Альтернативной технологией изготовления является печатная технология.

Печатная технология достаточно хорошо освоена в производстве и обеспечивает минимальные затраты при изготовлении антенн. Антенные решетки, изготовленные по такой технологии обладают хорошими массогабаритными характеристиками, высокой надёжностью и имеют малую глубину. Однако печатные антенны имеют и недостатки. Хорошие массогабаритные характеристики достигаются путём совмещения излучающего полотна с распределительной системой. В результате этого распределительная система будет излучать, изменяя характеристики направленности антенны. Антенные системы, изготовленные по печатной технологии, обладают высокими потерями (примерно 0,17 дБ на метр на полосковой разводке). Поэтому необходимо учитывать эти факторы при проектировании как одного излучателя, так и антенной решётки в целом. В качестве элемента бортовой антенной решётки может быть взят прямоугольный печатный излучатель с размерами - 6 мм×12 мм, который изготавливается на подложке из стеклотекстолита толщиной 2мм. Возбуждение излучателя осуществляется полосковой линией с сопротивлением 50 Ом. Из полученной характеристики направленности элемента антенной решетки видно, что даже при небольшом отрезке излучающей системы имеется влияние излучающей линии на диаграмму направленности излучателя. Такой вариант антенной решётки, при соответствующей доработке, даёт требуемые характеристики направленности. Оптимальный выбор материалов и конструктивное исполнение обеспечивают достаточно высокую механическую прочность.

Таким образом, изготовление бортовых антенных решёток по печатной технологии будет хорошим, дешёвым, и надёжным вариантом в производстве.

Разработка макромоделей БИС и СБИС для теплового анализа конструкций РЭС

Саратовский Н.В., Репнев Д.Н., Ушкар М.Н.
МАИ, г. Москва

Целью работы является разработка типовых математических тепловых моделей БИС и СБИС, разработка алгоритма проектирования

тепловых макромоделей БИС и СБИС и разработка библиотеки тепловых макромоделей БИС и СБИС для САПР SolidWorks.

Современные системы автоматизированного проектирования (САПР) позволяют решать широкий круг инженерных задач, но при этом универсальность, являясь несомненным преимуществом САПР, создает сложности в их применении к решению конкретных инженерных задач. Отсутствие адаптации САПР к решению конкретных проектных задач ведет к неоправданно высокой трудоемкости подготовки данных и затратам машинного времени. Поэтому актуальной является решение задачи повышения эффективности применения САПР при расчете теплового режима РЭС, при сохранении заданной точности решения.

Существует несколько способов повышения эффективности САПР при расчете теплового режима РЭС: повышение производительности персонального компьютера (ПК); управление сеткой конечных элементов (КЭ) при построении тепловой модели РЭС; разработка упрощенных тепловых макромоделей радиоэлементов.

В данной работе эта проблема решается путем разработки библиотеки тепловых макромоделей БИС и СБИС. Упрощенные тепловые макромоделели более простой метод повышения эффективности САПР и требует меньших экономических затрат.

В ходе работы была проанализирована современная элементная база и выявлены наиболее используемые типы корпусов, а именно, корпуса типа: BGA, PGA, QFP, SOP, SOT. Для выбранных типов корпусов БИС и СБИС: проанализирована структура корпуса; разработаны подробные тепловые схемы и математические описания корпусов; для каждого типа корпуса определены коэффициенты влияния составных частей на суммарную проводимость; определены элементы корпуса, вносящие основной вклад в результирующую тепловую проводимость; разработаны упрощенные тепловые схемы.

По упрощенной тепловой модели в САПР SolidWorks создается твердотельная макромоделель.

Адекватность разработанных макромоделей проверяется экспериментально путем расчета функциональной ячейки видеокарты и путем сравнения результатов с данными из документации на интегральные схемы.

Использование библиотеки тепловых макромоделей позволяет сократить затраты машинного времени – от 30 до 80%.

Расчёт и моделирование линии передачи и излучателя контрольного сигнала (КС) для антенно-фидерного устройства(АФУ) сантиметрового и миллиметрового диапазона.

Титов А.Г., Добычина Е.М.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлся расчёт и моделирование линии передачи и излучателя контрольного сигнала для АФУ сантиметрового и миллиметрового диапазона волн, отличительной особенностью, которой, являлась бы ширина диаграммы направленности 20 градусов, а также достаточно низкая мощность излучателя порядка 50 мВт

Облучение антенной решётки контрольным сигналом даёт возможность проводить быструю диагностику, поиск неисправностей в кабелях и антеннах в кратчайшее время, а также позволяет проводить тонкую настройку АФУ с целью повышения её точности. Принцип работы линии передачи КС, моделируемой в данной работе, состоит в следующем:

Контрольный сигнал (КС) с выхода излучателя, проходит по волноводу длиной 15 м, на конце которого установлен рупорная антенна, которая непосредственно излучает контрольный сигнал на антенную решётку. Ширина диаграммы направленности рупорной антенны не должна превышать 20 градусов.

Первым этапом разработки являлся расчёт размеров рупорной антенны с целью получения требуемой ширины диаграммы направленности.

Вторым этапом разработки было построение компьютерной модели рупорной антенны, для проверки, и получения дополнительных характеристик антенны.

Третьим этапом был расчёт мощности контрольного сигнала, принимаемый антенной решёткой после того, как он прошёл через линию передачи.

В результате проделанной работы были определены требуемые размеры рупора, для того чтобы получить необходимую ширину диаграммы направленности, рассчитано общее затухание контрольного сигнала. Полученные результаты, позволяют создать линию передачи контрольного сигнала с требуемыми характеристикам.

Цифровые антенные решётки СВЧ – перспективы развития

Кондратьева С.Г., Шмачилин П.А.

МАИ, г. Москва

Применение активных приборов в полотне АФАР способствует существенному улучшению направленных и энергетических свойств по

сравнению с пассивной ФАР. В последнее время быстрое развитие алгоритмов и необходимой элементной базы позволило говорить о построении АФАР с применением цифровой обработки сигнала (ЦОС) непосредственно в апертуре решётки на несущей частоте радиосигнала в приёмопередающем модуле (ППМ).

Возможность репликации (копирования) цифрового сигнала без деления его мощности позволяет построить цифровую многолучевую антенну (МЛА), формирующую ряд независимых лучей без потери усиления в каждом луче. Аналоговая МЛА имеет N лучей, ортогональных и фиксированных в пространстве (N -число элементов решётки). Нелинейная обработка в цифровой решётке позволяет устранить жёсткую привязку каждого луча к направлению и требование к уровню пересечения лучей в пространстве, обеспечивающему их ортогональность. При цифровом диаграммообразовании в МЛА формирование луча и управление им может быть получено независимо от уровня пересечения в пространстве. При этом число лучей будет определяться либо быстродействием цифрового сигнального процессора (ЦСП), либо числом процессоров цифрового диаграммообразования (ЦДО).

Оцифровка сигнала на несущей частоте в ППМ решётки позволяет исключить ограничение полосы пропускания аналоговой распределительной системы. В этом случае она заменяется цифровым аналогом.

Схема ЦДО ЦАФАР, построенная на основе дискретного преобразования Фурье (ДПФ) по пространству, является аналогом системы фазовращателей ФАР.

Могут быть применены цифровые линии задержки (ЦЛЗ). ЦЛЗ представляют собой цифровой эквивалент аналоговой линии задержки. Целью её работы является задержка во времени цифрового сигнала на требуемое число тактов синхронизации.

Применение методов ЦОС в АФАР при формировании ДН отличается большей гибкостью, отсутствием потерь при выполнении операций с принятым антенной сигналом. Такой подход позволяет осуществлять нелинейную обработку, как сигнала, так и сформированной ДН. Эффект ограниченной сверхнаправленности можно получить возведением ДН в степень.

Применение методов ЦОС непосредственно в полотне АФАР позволяет существенно расширить возможности антенной решётки. Оцифровка сигнала в полотне решётки позволяет избавиться от аналоговой распределительной системы и связанными с ней потерями мощности и полосы сигнала. Системы ЦАП/АЦП в ППМ ЦАФАР позволяют отказаться от использования фазовращателей, что также

снижает потери и даёт возможность формирования многолучевой ДН с независимым управлением в каждом канале.

Оценка безопасности информационных ресурсов вуза

Шемяков А.О.
МАИ, г. Москва

В докладе рассматриваются законодательная база, которая определяет порядок отнесения сведений к государственной тайне и к конфиденциальной информации. Анализируются состав конфиденциальной информации вуза, и возможные варианты ее утечки при помощи физических, организационных и технических методов получения информации – легальных и нелегальных.

Обработка радиолокационных изображений РЛС обзора летного поля и обеспечение слежения за малоподвижной целью

Шнайдер В.Б.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создания алгоритма обработки радиолокационных изображений (РЛИ) РЛС обзора летного поля, обеспечения слежения за малоразмерной, малоподвижной целью.

В качестве обзорной РЛС рассматривается сверхкороткоимпульсная (СКИ) РЛС, созданная коллективом кафедры 407 МАИ. Данная РЛС имеет ряд особенностей, таких как высокая разрешающая способность по дальности, обработка осуществляется на базе ПЭВМ, что позволяет обеспечить гибкость при создании алгоритмов обработки.

Первым этапом работы является построение общей структурной схемы обработки, разделение ее на ряд самостоятельных задач. В качестве таких задач выделяются:

процедуры подготовки к обнаружению (разбиение пространства на разные зоны внимания, привязка к цифровой карте местности)

процедуры согласования функции селекции с принятым сигналом

процедуры селекции движущихся целей

процедуры фильтрации, получение первичных отметок

процедуры завязывания и поддержания траекторий

Проводился обзор методов решения каждой из задач обработки применительно к существующей РЛС.

Результатом выполнения данной работы является создание методики обработки РЛИ, применительно к обзорным РЛС. Приводятся результаты выполнения указанных выше процедур.

Способ защиты TCP-соединений от деструктивных действий злоумышленника при передаче данных по пассивным оптическим сетям архитектурой FTTO

Карпухин Е.О.
МАИ, г. Москва

Пассивные оптические сети (ПОС) используются для высокоскоростного подключения абонентов к магистральным сетям операторов связи. Эта разновидность сетей предназначена для организации оптических сетей по схеме точка-мультиточка без каких-либо активных элементов между отправителем и получателем. Особенностью этого подхода является групповая передача всех пакетов оптическим терминалам пользователей, что влечет серьезную угрозу безопасности передаваемым данным, в т.ч. и TCP-соединениям, по которым эти данные передаются.

Поиск простых и эффективных методов защиты TCP-соединений при передаче данных по ПОС с архитектурой FTTO (Fiber to The Office) привел к разработке нового способа защиты, представляющего альтернативу традиционным методам защиты, таким как IPSec и контролю за целостностью содержимого пакета. Суть данного метода заключается в рандомизации последовательности пакетов и управлении процессом их сборки.

При установлении соединения отправитель передает получателю случайное число X , которое будет использовано для генерации некоторого множества псевдослучайных чисел обеими сторонами на некотором промежутке времени t . Через промежуток времени t стороны обязаны сменить случайное число X на другое случайное число X' . Каждому идентификатору TCP-пакета (sequence number) присваивается псевдослучайное число из диапазона $[0, 2^{32}]$. Получатель знает, в какой последовательности необходимо собрать поступающие к нему пакеты.

Злоумышленник может применить две стратегии по оказанию деструктивного воздействия на TCP-соединение. Первая заключается в угадывании значения sequence number. Успех этой стратегии зависит от размера окна получателя – чем оно больше, тем больше вероятность того, что злоумышленник сможет вызвать сброс соединения, навязать ложные данные сторонам и т.д. Вторая стратегия основана на анализе идентификатора TCP-пакета и отправке получателю сегмента с деструктивными данными, имеющими тот же идентификатор, что и перехваченный пакет. Реализация атаки зависит от времени, затраченного злоумышленником на анализ пакета и генерацию пакета с деструктивными данными.

Из приведенных выше особенностей в проведении атаки злоумышленником, предложенный способ защиты TCP-соединения

следует использовать для небольших корпоративных сетей, подключенных к внешним сетям с применением ПОС, и имеющих в своей внутренней структуре малое количество коммутаторов и маршрутизаторов.

Автоматизированная система мониторинга базовых характеристик электронной информотеки вуза

Ким М.В.

МГТУ ГА, г. Москва

В докладе обсуждаются вопросы, связанные с созданием и использованием электронного образовательного контента вуза на основе автоматизированных информационных систем нового поколения, а именно, электронных информотек (ЭИ). Рассматривается структурная схема автоматизированной системы статистического анализа результатов накопления электронных образовательных ресурсов в области гражданской авиации и их востребованность пользователями, которые имеют доступ к этим ресурсам через сеть Интернет.

Полученные статистические данные по формированию базы ЭИ выявили тот факт, что при естественном пути развития электронной информотеки невозможно создать полную базу электронного образовательного контента вуза в виде электронных учебно-методических комплексов дисциплин по всем специальностям и направлениям, без принятия эффективных управленческих решений.

Используя динамические характеристики классификационного куба информационной обеспеченности образовательного процесса, были найдены условия, при которых становится выполнимой задача формирования базы ЭИ вуза с ограниченным временным интервалом.

Исследование методов повышения пространственного разрешения космических снимков

Гридина А.А.

МАИ, г. Москва

Современные средства ДЗЗ обеспечивают возможность получения мультиспектральных (MS) и панхроматических (Pan) снимков одного и того же участка местности. Однако, на спутниках, выполняющих мультиспектральную съемку, разрешение MS-каналов меньше, чем разрешение Pan-канала. Выделять объекты с высокой точностью возможно только на снимках высокого разрешения. В идеале, для анализа необходимо предоставлять космический снимок с пространственным разрешением панхроматического канала и спектральным разрешением MS-каналов. В этой связи актуальна данная работа, целью которой было исследование методов, позволяющих

выполнить совмещение цветных и черно-белых снимков для получения цветного изображения с высоким пространственным разрешением панхроматического канала.

В данной работе проведено сравнение следующих техник слияния:

IHS – (Intensity-Hue-Saturation) [1]; Арифметические преобразования (Brovey transform [2]; Colour Normalised transformation (CN) [3]); P+XS method [3].

Реализация этих методов позволила работать с реальными цветными и черно-белыми космическими снимками и получать на их основе мультиспектральные изображения высокого пространственного разрешения, а также- выбрать наиболее эффективный метод слияния. Оценка эффективности методов осуществлялась по следующим критериям: относительная общая ошибка синтеза (ERGAS), коэффициент корреляции (CC) между полученным и исходным изображениями, Spectral Angle Mapper (SAM), спектральное информационное отклонение (SID), отклонение яркости и контрастности (Q-average), относительное среднее спектральное отклонение (RASE) и среднеквадратическое отклонение (RMSE)[4]. Сравнение методов показало следующие результаты: техника Colour Normalised показала хорошее качество по спектральным характеристикам с наибольшим коэффициентом корреляции; а P+XS-при наибольшем спектральном отклонении имеет наилучшие яркостно-контрастные показатели. Полученные данные хорошо согласуются с результатами исследования, описанного в [4].

[1]- Yun Zhang, 2002, «Problems in the fusion of commercial high-resolution satellite images as well as LANDSAT7 images and initial solutions», International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing (IAPRS), Volume 34, Part 4 “GeoSpatial Theory, Processing and Applications”, Ottawa, July 2002

[2]- Gedlu Kitaw, 2007, «Image Pan-sharpening with Markov Random Field and Simulated Annealing»

[3]- Timo Bretschneider, Odej Kao, «Image Fusion in Remote Sensing»

[4]- Melissa Strait, Sheida Rahmani, Daria Markurjev, 2008, «Evaluation of Pan-Sharpning Methods»

Методы организации эффективных web-представительств для предприятий аэрокосмической отрасли

Соколов М.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось описание методов организации эффективных web-представительств для предприятий аэрокосмической отрасли, ключевые функции которых диспергированны:

информационная, брендовая, энциклопедическая, презентационная и продажная.

Ключевая роль в построении эффективного web-представительства — отказ от распространившихся методов SEO оптимизации, в пользу создания уникального контента исходя из уникальности, либо брендовой принадлежности субъектов отрасли. Важно рациональное таргетирование соответствующее политике создания представительства, с целью повышения конверсии. основополагающими факторами являются:

- следование требованиям W3C, для технического соответствия web-представительств принятым международным web-стандартам;
- привлечение проектировщиков взаимодействия для обеспечения соответствия web-представительств требованиям к социально-направленным интерфейсам;
- отказ от использования автоматизированных решений, несущих семантический мусор в гипертексте, во внутренней структуре (в том числе исходном коде), а так же — в контенте;
- использование серверного оборудования, гарантирующего максимальный аптайм;
- своевременность обслуживания технической и информационной составляющей, в том числе генерация уникального контента.

С технической стороны важны: соразмерность мощностей оборудования нагрузкам, оптимизированный исходный код, масштабируемость, отказоустойчивость.

С информационной стороны: уникальность, отсутствие излишней глубины, доступность, лаконичность, грамотность.

С презентационной: отсутствие навязчивости, узнаваемость, соответствие фирменным гайдлайнам.

Эффективность web-представительства выражается в соответствии с удовлетворением избранных целевых значений: техническая — полное удовлетворение нагрузки, за минимальное время; информационное — максимальная освещенность искомых запросов; презентационная — ассоциативность web-представительства с предприятием, конверсия.

Результатом выполненной работы, является методология подхода к организации эффективных web-представительств.

Информационная измерительная система конуса-датчика агрегата заправки

Волковицкий В.Р., Степаненко А.В., Степин А.В.

НПП «Звезда», г. Москва

В докладе изложены данные о разработке информационно-измерительной системы для измерения усилия натяжения на конце

шланга конуса-датчика подвешенного агрегата заправки самолетов в воздухе.

В настоящее время идет отладка нового агрегата заправки (ПАЗ-МК) палубных самолетов в воздухе, конус-датчик которого качественно отличается от серийного конуса-датчика. На нем крепится новая юбка из жаропрочной ткани, воздухопроницаемость которой на порядок выше воздухопроницаемости юбки серийного конуса-датчика, и, что особенно важно юбка имеет прорези. Предварительные результаты математического моделирования обтекания нового конуса-датчика, показали, что зависимость аэродинамического сопротивления нового конуса-датчика от числа M , а следовательно, и от высоты полета при постоянной индикаторной скорости $V_{инд}$ существенно отличается от соответствующей зависимости аэродинамического сопротивления серийного конуса-датчика. Поэтому для оптимальной настройки системы слежения агрегата ПАЗ-МК необходимо экспериментальное подтверждение зависимости аэродинамического сопротивления нового конуса-датчика от числа M .

Для достижения этой цели была разработана автономная информационно-измерительная система, позволяющая получить требуемую информацию. Задача осложнялась тем, что встроить датчик усилия в существующий конус-датчик невозможно без изменения конструкции самого конуса-датчика. Кроме этого передача зарегистрированной информации в корпус ПАЗ-МК, где могла бы быть установлена измерительно-регистрирующая аппаратура невозможна, т.к. измерительный кабель протянуть по шлангу невозможно. В связи с этим было принято решение разместить регистратор непосредственно в конусе-датчика, а в качестве датчика усилия использовать доработанный шаровой элемент конуса датчика.

На основании результатов, полученных в ходе испытаний ПАЗ-МК, будет разработана система управления конусом, позволяющая получать и обрабатывать в реальном времени информацию не только от датчика усилия по шлангу, но и от датчиков ориентирования конуса в пространстве, а также вырабатывать команды на стабилизацию конуса в требующихся плоскостях.

Разработка элементов многоканальной быстродействующей информационной управляющей сети сложной архитектуры

Федоров П.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы состоит в разработке элементов многоканальной быстродействующей информационной управляющей сети сложной архитектуры, основными функциями которой является

обработка больших объемов информации, передача информации на любые расстояния, распределение потоков информации, защита передаваемой информации, построение архитектуры системы по передаче информации.

Первым этапом разработки являлось определение сферы применения такой управляющей сети, где был произведен анализ различных областей деятельности человека таких, как: военная, промышленная, медицинская, финансовая в котором были определены конкретные задачи, которые способна решать подобная управляющая сеть в каждой из областей, и была выбрана для дальнейшей работы финансовая сфера. В финансовой сфере реализация выше упомянутых функций управляющей сети актуально при проведении торгов, по средствам торговой системы, различными финансовыми инструментами на биржах РФ.

Вторым этапом разработки являлось определение проблемных зон (пропускная способность и время отклика; доступность, надежность, восстановимость; совместимость и интегрируемость; функциональная полнота, расширяемость, конфигурируемость) подобной управляющей сети (на примере торговой системы биржи ЗАО ММВБ), способы их устранения и выбор архитектурной системы (с обоснованием), в которой можно наиболее эффективно использовать, выбранные способы устранения проблемных зон (распределенная системная архитектура), проведение сравнительного анализа с зарубежными, лидирующими во всем мире, аналогами торговых систем (Deutsche Boerse IT; NASDAQ OMX Market Technology; Chi-Tech; Cinnober; MilleniumIT), выявление сильных и слабых сторон.

Анализ, проведенный по результатам вышеупомянутых двух этапов, создает предпосылки для разработки элементов многоканальной быстродействующей информационной управляющей сети сложной архитектуры с конкурентно способными параметрами по отношению к мировым лидерам с возможностью предоставления доступа своим клиентам практически из любой точки мира, с высоким уровнем защиты информации.

Алгоритм выбора и анализа конструктивно-технологических вариантов устройств цифровой обработки сигналов

Репнева А.И.

МАИ, г. Москва

Доклад посвящен решению проблемы выбора и анализа конструктивно-технологических вариантов (КТВ) построения устройств цифровой обработки сигнала (ЦОС).

Указанная проблема включает в себя решение следующих задач:

системный анализ и формирование требований к устройствам цифровой обработки сигналов;

генерация структурных вариантов устройств ЦОС, удовлетворяющих требованиям;

анализ структурных вариантов устройств ЦОС и выбор оптимального.

Процедура решения перечисленных выше задач объединена в единый алгоритм выбора КТВ устройств ЦОС, что является содержательной сущностью доклада.

Работа алгоритма рассмотрена на примере выбора структуры цифрового приемника (ЦП) радиолокационной станции (РЛС).

Исходными данными являются: системная модель РЛС, задаваемая уравнением дальности и требования к ее реализации.

Результатом решения задачи системного анализа являются следующие требования, предъявляемые к ЦП РЛС:

- разрядность;
- допустимые потери;
- быстродействие, задаваемое скоростью выполнения базовых операций БПФ;
- формат представления данных;
- алгоритм цифровой обработки сигналов.

На этапе генерации вариантов алгоритма ЦОС представляется временная сеть Петри. Результатом анализа временной сети Петри являются различные структурные варианты построения ЦП, удовлетворяющие требованиям и отличающиеся степенью распараллеливания вычислений алгоритма.

На этапе анализа структурных вариантов определяются затраты на каждый из генерируемых вариантов. На основании затрат оценивается эффективность каждого из вариантов, как отношение вероятности выполнения задачи к затратам. Оптимальным будет считаться КТВ, имеющий максимальное значение эффективности.

Управление лучом в сферической антенной решетке с помощью нелинейно-дифракционного способа фазирования

Малугин К.А., Неудакин А.А.

ВАИУ, г. Воронеж

– анализ состояния и перспектив развития авиационных бортовых радиоэлектронных комплексов показывает о необходимости разработки многофункциональной бортовой активной фазированной решетки (афар). достаточно широко изученные плоские фар имеют ряд существенных недостатков, устранение которых возможно за счет размещения излучателей на соответствующей криволинейной

поверхности. решетки такого типа получили терминологию «конформные».

– в научно-технической литературе, посвященной афар отмечено, что сферическая решетка, являясь частным случаем конформных антенн, может использоваться в качестве многофункциональной бортовой афар благодаря рациональному использованию излучающей поверхности. сектор сканирования такой антенны в азимутальной плоскости составляет 360° , а в угломестной – $\pm 90^{\circ}$.

– одной из проблем практической реализации сферической афар является ее система управления лучом (сул). сул, используемые в плоских фар, достаточно проблематично реализовать в конформных фар в силу того, что требуемые фазовые соотношения между излучателями имеют нелинейный закон распределения.

– в качестве технического решения данной проблемы предлагается использовать сул на основе нелинейно-дифракционного способа фазирования (ндсф). сущность данного способа – фазирование произвольно расположенных излучателей с использованием вспомогательного излучения в виде суперпозиции монохроматических волн с близкими частотами. в приемо-передающих модулях с помощью квадратичного амплитудного детектора выделяются биения на разностной частоте, которые используются как сигнал возбуждения в режиме передачи и как гетеродинный сигнал в режиме приема.

– сканирование лучом производится путем электромеханического управления угловым положением вспомогательного облучателя, состоящего из двух ненаправленных излучателей, при этом максимум диаграммы направленности (дн) формируется в направлении излучателя с меньшей частотой.

– достоинством ндсф является отсутствие фазовращателей, что в значительной степени положительно сказывается относительно алгоритма фазирования и стоимости афар. было показано, что такой способ фазирования существенно снижает требования, предъявляемые к точности установки излучателей и жёсткости конструкции излучающего полотна.

– проведено сравнение дн сферической афар с ндсф и синфазной сферической ар. полученные результаты фактически совпадают, тем самым подтверждая возможность практической реализации сферической ар с ндсф.

Прикладные следствия закона Фиттса для проектирования пользовательских интерфейсов авиационных, ракетных и космических систем

Моругин П.А.
МАИ, г. Москва

Закон Фиттса был предложен в 1954 году и впервые применен в психологии взаимодействия компьютер-человек в 1978 году. Данный закон может быть сформулирован в адаптированном для решения задач проектирования пользовательских интерфейсов виде: время достижения цели в миллисекундах прямо пропорционально дистанции до центра цели в миллиметрах и обратно пропорционально ширине цели, измеренной вдоль движения курсора в миллиметрах.

То есть, чем дальше или точнее выполняется движение, тем больше коррекции необходимо для его выполнения, и больше времени требуется для внесения этой коррекции.

Из этого закона можно вывести два следствия, которые могут быть применимы при проектировании пользовательских интерфейсов. Абсолютно дружелюбный для пользователя элемент управления характеризуется следующими признаками.

1. Он бесконечного размера. Данное следствие широко используют зарубежные производители программного обеспечения. Практически, это достигается за счет того, что при подведении курсора к краю экрана он останавливается, даже если движение курсора продолжается. Таким образом, элемент управления, расположенный у края экрана, имеет для пользователя бесконечную высоту или ширину и скорость достижения такого элемента управления зависит только от расстояния до него. Это делает такие элементы управления наиболее доступными для пользователя. Например, в операционной системе Mac OS X, главное меню всегда находится вплотную к верхнему краю экрана.

2. Дистанция до него в каждый момент времени нулевая. Контекстное меню, вызываемое по клику правой клавиши мыши, является едва ли не самым быстрым и эффективным элементом управления. Оно открывается непосредственно под курсором и расстояние до любого из его элементов всегда минимально. С этой же целью вводятся контекстно-зависимые диалоговые окна. Например, в продукте Microsoft Office, начиная с версии 2007, при выделении текста, прямо под курсором отображается панель форматирования атрибутов текста.

Таким образом, следствия, выводимые из закона Фиттса, могут иметь широкое прикладное применение при решении задач проектирования пользовательского взаимодействия.

Современный подход к проведению испытаний на безотказность и сохраняемость полупроводниковых приборов

Краснов М.И., Сашов А.А., Штукарев А.Ю.

Российские космические системы, г. Москва

Надежность современной космической радиоаппаратуры является одной из актуальных задач с учетом длительных сроков активного существования (САС) космических аппаратов (КА). Полупроводниковые приборы (ППП), в которые входят и интегральные схемы (ИС), в большей степени определяют надежность радиоаппаратуры. Возрастающие требования к функциональным возможностям и массо-габаритным показателям вынуждают разработчиков применять ППП иностранного производства, которым необходимо проводить сертификационные испытания для подтверждения стойкости к модели внешних воздействующих факторов (ВВФ) на радиоаппаратуру данного КА и подтверждения срока службы.

В рамках сертификационных испытаний проводятся ускоренные испытания на безотказность ППП на выборке из партии. Согласно большинству Программ на проведение сертификационных испытаний электронной компонентной базы (ЭКБ) иностранного производства испытания на безотказность проводятся в течение 500 ч при предельно допустимом рабочем режиме. С учетом длительных САС на современную радиоаппаратуру КА (10 и 15 лет), ускоренные испытания на безотказность длительностью 500 ч при воздействии ускоряющих факторов не гарантируют безотказную работу ППП иностранного производства с достаточной вероятностью (более 60%) без проведения анализа полученных результатов, методика расчета которых до настоящего времени отсутствовала.

Если ППП хранились длительное время до эксплуатации, то дополнительно проводятся испытания на сохраняемость с целью контроля сохранности всех параметров в допустимых нормах, включая ресурс. На настоящий момент отсутствует подход для ППП иностранного производства к расчету коэффициентов ускорения при проведении этапа хранения за счет таких основных факторов, как температура и относительная влажность окружающей среды, а также концентрация агрессивной среды.

Авторами разработаны методики расчета вероятности безотказной работы ППП иностранного производства по результатам проводимых ускоренных испытаний на безотказность и пересчета результатов испытаний применительно к модели ВВФ и САС для КА, а также методика расчета коэффициента ускорения при проведении испытаний на сохраняемость. Полученные результаты подтверждены экспериментально, внедрены в виде инструкций на производственной

базе НЦ СЭО ОАО "Российские космические системы", разработана и внедрена в производство специализированная система для проведения данных испытаний ППП.

Применение имитации случайных процессов при испытаниях электронной аппаратуры на вибрационные воздействия

Кулибаба А.Я.

Российские космические системы, г. Москва

Обеспечение надежности электронной аппаратуры авиационной и космической техники является актуальной задачей. Среди внешних воздействующих на нее факторов (ВВФ) важное место занимает вибрация, способная вызвать разрушение конструкции и нарушения функционирования аппаратуры. Поэтому для обеспечения высокой эксплуатационной надежности приборы и элементы необходимо тщательно проверять на вибрационные воздействия. Особое внимание следует уделять испытаниям используемой электронной компонентной базы (ЭКБ), так как ее качество во многом определяет качество аппаратуры.

Для испытаний наиболее критичным воздействием является широкополосная случайная вибрация (ШСВ), так как она максимально приближена к реальным условиям эксплуатации. Вид ШСВ зависит от модели ВВФ на аппаратуру и задается спектральной плотностью мощности виброускорения. Таким образом, для воспроизведения ШСВ система испытаний на вибрационные воздействия должна использовать некоторый алгоритм имитации случайных процессов (АИСП) с заданными корреляционно-спектральными характеристиками (КСХ). Свойства АИСП во многом определяют возможности системы.

В настоящее время широко используются АИСП, построенные на основе метода формирующих фильтров (ФФ) и спектральных методов. Слабым местом метода ФФ являются показатели точности, низкие для коротких реализаций СП и с трудом поддающиеся расчету. Характеристики спектральных методов зависят от используемой системы базисных функций: базис функций Уолша позволяет достичь наивысшей скорости вычислений, а базис дискретных экспоненциальных функций – наиболее качественных реализаций в плане их функции распределения вероятностей. Точность воспроизведения заданных КСХ и вероятностные свойства моделируемого СП влияют на достоверность проводимых испытаний, а от вычислительной сложности алгоритма зависят разрешения по частоте и по времени испытательной системы.

В докладе представлен разработанный автором спектральный метод имитации СП в базисе функций Виленкина-Крестенсона, на основе

которого возможно построение алгоритмов, обладающих высокой точностью и оптимальным сочетанием скорости вычисления и вероятностных свойств получаемых реализаций. Использование метода для испытаний на воздействие ШСВ позволит повысить качество испытаний и, следовательно, вибрационную надежность аппаратуры. Разработанный метод готовится к внедрению на производственной базе НЦ СЭО ОАО «Российские космические системы» для проведения испытаний ЭКБ на вибропрочность и виброустойчивость.

6. Секция «Системы управления, информатика и электроэнергетика»

Методы обеспечения параллельной работы задающих генераторов для транзисторных инверторов

Воронина Л.Н.

РСК «МиГ», г. Москва.

Транзисторные инверторы служат для преобразования энергии постоянного напряжения (тока) в энергию переменного напряжения (тока) и являются как самостоятельными устройствами, так и составной частью источников бесперебойного питания (ИБП), преобразователей частоты и т.д. Возрастающие требования к источникам вторичного питания, одним из классов которых и являются инверторы, требуют увеличения мощности преобразователей. Но так как разработка более мощных устройств не всегда оказывается целесообразной с экономической точки зрения, в ряде случаев более выгодно использовать параллельное соединение инверторов. К настоящему времени зарубежные фирмы уже освоили выпуск данного вида преобразователей, однако специалисты этих фирм не раскрывают в своих статьях структурные и схемотехнические решения параллельной работы инверторов. В патентах даются лишь общие принципы без детализации, которая играет большую роль при проектировании.

Существующие на данный момент методы обеспечения параллельной работы инверторов основаны на синфазной синхронизации задающих генераторов. Она может осуществляться двумя способами: прямой импульсной синхронизацией и методом фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ). Но эти способы имеют свои недостатки, заключающиеся в том, что в них используется режим «ведущий-ведомый» и синхронизируются только ведомые генераторы. В результате если ведущий генератор выйдет из строя, то вся система окажется не работоспособной. Поэтому вышеуказанные методы синхронизации ЗГ нельзя считать надежными и подходящими для СЭС ЛА.

Предлагается автономный режим работы ЗГ, причем синхронизация будет проводиться методом прямой импульсной синхронизации. При этом ЗГ могут быть выполнены по разным структурам, но рассматриваться будет одна определенная. Для получения требуемого значения выходных параметров в предлагаемом методе вводятся три информационные связи – по частоте, амплитуде и фазе, которые позволят синхронизировать генераторы даже при условии, что они имеют технологические разбросы параметров.

Работоспособность этого метода доказывается компьютерным моделированием.

Информационно-вычислительная система управляемой авиационной ракеты класса «воздух-воздух»

Гаврилов Н.В.
ВАИУ, г. Воронеж

Целью данной работы являлась разработка информационно-вычислительной системы (ИВС) управляемой авиационной ракеты (УАР) класса «воздух-воздух», обеспечивающей поражение перспективных средств воздушно-космического нападения.

В настоящее время определились следующие тенденции развития средств воздушно-космического нападения: полет на предельно малой высоте со сверхзвуковой скоростью; полет на большой высоте с гиперзвуковой скоростью; повышение маневренности и тяговооруженности ЛА; снижение заметности ЛА, в том числе за счет применения технологии «Стелс» и др. В связи с этим поставленная задача является актуальной.

Для решения поставленной задачи был разработан алгоритм функционирования информационно-вычислительной системы, использующий дополнительную информацию об условиях сближения УАР с целью.

На основе анализа взаимного положения цели и УАР в заданные моменты времени с помощью разработанных алгоритмов получаются оценки:

- величины и фазы промаха УАР относительно цели;
- ракурса цели при подходе УАР;
- длины цели.

Полученные оценки используются для формирования временной задержки срабатывания боевой части УАР для обеспечения ее подрыва, обеспечивающего максимальную вероятность поражения цели. Также предложено для повышения эффективности применения УАР использовать многоточечную систему инициирования боевой части. Точки инициирования данной системы располагаются по периферии боевой части УАР. На основе анализа фазы промаха УАР относительно цели и класса цели производится выбор точки инициирования, обеспечивающий повышение скорости разлета поражающих элементов боевой части для увеличения скорости их встречи с элементами цели, а также понижение скорости поражающих элементов при поражении высокоскоростных целей для увеличения времени взаимодействия.

Было произведено моделирование разработанных алгоритмов, а также оценка их точности, что позволило предъявить требования к точности измерителей, используемых в ИВС УАР.

Также была произведена оценка эффективности разработанной ИВС при действии по современным и перспективным средствам воздушно-космического нападения.

Результатом выполненной работы является алгоритмический аппарат и структура ИВС УАР, на которые получены патенты на изобретения Российской Федерации.

Экспериментальные исследования погрешностей трехосного блока лазерных гироскопов и разработка методов их компенсации

Баев В.Г., Гаврильев П.П., Плеханов В.Е.

МАИ, г. Москва

В настоящее время развитие БИНС на лазерных гироскопах требует улучшения их эксплуатационных характеристик и уменьшения габаритно-массовых характеристик. Опыт разработки лазерных гироскопов показывает, что основной погрешностью этих приборов, является случайный дрейф. Другой проблемой является улучшение эксплуатационных характеристик, определяемых основным элементом – кольцевым лазером (КЛ) с гелий-неоновой средой. Для решения задачи повышения точностных и улучшения эксплуатационных характеристик БИНС требуется углубленный анализ механизмов влияния конструкторско-технологических параметров на величину случайного дрейфа. На основе которого разрабатываются технические решения, направленные на совершенствование конструкции и технологии изготовления лазерных гироскопов.

Первым этапом разработки является экспериментальное исследование погрешностей трехосного блока лазерных гироскопов с целью уменьшения вклада погрешностей в точностные характеристики БЛГ (трехосного).

Вторым этапом разработки является создание математической модели вклада погрешностей в точностные характеристики БЛГ (трехосного):

- внутренние источники погрешностей (дебаланс, положение оси в пространстве, коническое движение, несоосность ДУС и оси симметрии корпуса резонатора, температура и т.д.);
- внешние источники погрешностей (деформация корпуса, взаимовлияние каналов, неравножесткость амортизаторов, магнитное поле и т.д.).

Прогноз совершения ошибочных действий летчика как фактора аварийности

Даниленко А.Н.
СГАУ, г. Самара

Ошибка летчика как фактор снижения безопасности полета на всем протяжении истории авиации была предметом внимания и специалистов-практиков, и инженеров-инструкторов, и научных работников в области психологии. Долгое время признать факт ошибки означало признать летчика виноватым в невыполнении задания, в поломке техники и в его собственной гибели. Отсюда все мероприятия по борьбе с ошибками выливались в отбор, обучение и воспитание (наказание). Эти меры, очевидно, необходимы, но недостаточны, поскольку ошибки совершают отобранные многолетней практикой, квалифицированные летчики, что позволяет предположить, что человеческий фактор аварийности не сводится к проблеме профессиональной непригодности.

Деятельности летчика присуща необычная для других профессий пространственная ориентировка. Оценку положения самолета в пространстве летчик осуществляет визуально по наземным ориентирам и по приборам, а при отсутствии видимости земли в сложных метеоусловиях – только по приборам, что существенно осложняет его работу. Качество взаимодействия летчика с приборами летательного аппарата во многом определяется его индивидуально–психологическими особенностями, которые могут способствовать совершенствованию профессиональных навыков или затруднять этот процесс. Проявление индивидуально–психологических особенностей может происходить на уровне психических процессов, психических состояний и психических свойств личности.

Особое место в перечне причин воздушных аварий занимают ошибочные действия, связанные с психологическими свойствами личности – темпераментом, характером, способностями, интересами. В связи с чем исследование данных вопросов остается острой проблемой на протяжении многих лет.

Исследование проводилось в авиационной эскадрилье одной из частей закрытого гарнизона. На основе данных, полученных с помощью психологического тестирования, был создан диагностический комплекс прогноза профессиональной эффективности летчиков.

Комплекс основан на нейронных сетях с нечёткой логикой. На данный момент разработана модель гибридного нейронечёткого классификатора. Реализован алгоритм Цукомото, а в качестве алгоритма обучения реализован метод обратного распространения ошибки. Выявлено влияние параметров гибридного нейронечёткого

классификатора (объема обучающей выборки, шага обучения сети, вида функции фуззификации и метода дефуззификации).

Кроме того модернизированная структура гибридного нейронечеткого классификатора и алгоритм его обучения позволяют решить проблему необходимости множества замеров индивидуальных показателей, динамика которых позволила бы построить тренд, и решать задачу на малых выборках.

Данный подход дает возможность с определенной долей вероятности рассчитывать предрасположенность к ошибочным действиям в каждом конкретном случае. Используемый в организационно-управленческой деятельности, такой принцип может помочь в прогнозировании опасности, вызванной человеческим фактором.

Об одном способе повышения точности авиационного бесплатформенного гравинерциального навигационного комплекса (БГНК)

Афонин А.А., Сулаков А.С., Евстратов А.Д.
МАИ, г. Москва

В работе исследуется оригинальный способ повышения точности работы авиационного БГНК с основой в виде гравиметрической бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). В качестве корректирующих подсистем БГНК включает акселерометрический построитель вертикали, магнитометрическую курсовую систему и спутниковую навигационную систему (СНС). Создание БГНК позволит повысить помехозащищенность и стабильность аэрогравиметрических измерений, снизить затраты на производство самих комплексов и гравиметрическую съемку. Суть предлагаемого способа заключается в том, что в процессе начальной выставки на аэродроме специальными методами с очень высокой степенью точности определяются параметры навигации и ориентации ЛА, а затем на этапе полёта эта информация является базовой для идентификации систематических составляющих погрешностей СНС, в общем случае как раз и определяющих точность БИНС в корректируемом режиме. При этом при каждой новой смене рабочих созвездий СНС в общем случае её модель ошибок предполагает новые значения систематических погрешностей, которые оцениваются. Было проведено моделирование различных режимов работы СНС. В первом случае начальная выставка БГНК проводилась с использованием фазового режима работы СНС, во втором – дифференциального, далее на этапе полета вне зоны аэродрома использовался дифференциальный и стандартный режимы соответственно. Результаты проведённого моделирования показали, что предложенный способ позволяет ожидать

возможность увеличения оцениваемости параметров ориентации и систематических погрешностей СНС, что приводит к снижению погрешностей комплекса в целом по сравнению со случаем без использования способа: для СНС в дифференциальном режиме по горизонтальным координатам в 3-4 раза, по вертикальной – в 4-5 раз; для СНС в стандартном режиме можно ожидать снижения погрешностей определения координат комплексом в целом до уровня точности работы дифференциального режима СНС. При этом в обоих случаях погрешности определения горизонтальных проекций аномалии ускорения силы тяжести уменьшались на порядок, вертикальной – в 2-4 раза.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проектам 2.1.2/12142 аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2011 годы)», НК-528П/58 ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы».

Отслеживание подвижных наземных целей с борта БПЛА

Казбеков Б.В.

МАИ, г. Москва

Задача отслеживания подвижных наземных целей с борта БПЛА по анализу видеопотока может быть сформулирована следующим образом: в качестве начальных данных задается видеоизображение, снятое с борта БПЛА. Необходимо определить подвижные объекты, произвести захват найденных объектов, а также произвести расчет траектории их движения.

Решение данной задачи основано на компенсации движения самого видеодатчика, путем анализа точечных особенностей изображений. Необходимо также учитывать влияние одного или нескольких искажающих факторов: групповые помехи произвольной формы и размера, поворот или сдвиг, нелинейное изменение яркости, изменение разрешения или изменение масштаба, кадрирование или декадрирование, зеркальное отображение.

В работе рассмотрен метод анализа видеоизображения, состоящий из следующих этапов:

Первый этап – обработка первичного изображения, позволяющая повысить визуальное качество обрабатываемого изображения.

Второй этап – определение и учет межкадрового сдвига изображений. На данном этапе происходит вычисление точечных особенностей изображения алгоритмом SIFT. Производится сопоставление изображений, путем сравнения координат найденных точек на изображениях. Вычисляется средний вектор смещения одного кадра

относительно другого. Вычисляется значение сдвига и проводится совмещение изображений, полученных на соседних кадрах.

Третий этап – вычисление разности, т.е. вычитание из текущего кадра, кадра предыдущего, что позволяет определить области, содержащие подвижные объекты.

Четвертый этап – производится поиск границ найденного объекта, выделение группы связанных пикселей, как единого объекта и выставление строба вокруг группы пикселей, принадлежащих обнаруженному объекту.

Пятый этап, заключительный – определение параметров обнаруженного объекта. По данным о перемещении обнаруженного объекта вычисляется его средняя скорость и строится траектория движения.

Результатами данной работы является построение алгоритма отслеживания подвижных наземных целей, на основе вычисления точечных особенностей изображения, устойчивого к большинству перечисленных помех.

Разработка алгоритмов диагностики бортовой системы управления космическим аппаратом на базе принципа реконфигурации с применением адаптивной логики

Заведеев А.И., Ковалёв А.Ю.

МАИ, г. Москва

В последнее время большое внимание уделяется разработке высоконадёжных бортовых систем управления (БСУ) перспективными космическими аппаратами (КА). Решению проблемы повышения отказоустойчивости БСУ посвящены научные исследования, проводимые на кафедре “Системы автоматического и интеллектуального управления” МАИ.

В целях исключения или снижения влияния отказов БСУ необходимо обеспечить непрерывный контроль над их функционированием. Актуальным и важным при разработке теории и методов проектирования систем повышенной живучести представляется применение принципа реконфигурации.

При разработке надёжной отказоустойчивой БСУ КА крайне важно, чтобы изменения динамических характеристик немедленно фиксировались и диагностировались с целью реконфигурации БСУ и её адаптации к этим изменениям. Система контроля предназначена для обнаружения повреждения и его устранения. В задаче диагностики для реконфигурации системы относительно неисправности необходимо иметь математическую модель и осуществлять её идентификацию.

В настоящее время применяют грубые методы диагностики с использованием пространства параметров. Большое значение в данном процессе имеет способ формирования разностного сигнала (ФРС). Предложены процедуры ФРС с помощью передаточных функций и с применением избыточных сигналов. Важным моментом диагностики для установления повреждения и его исключения является простота алгоритма ФРС.

В целях исключения или снижения влияния отказов измерительных и исполнительных устройств на работоспособность системы в целом необходимо обеспечить непрерывный контроль за их функционированием. Одним из возможных способов поддержания работоспособности систем является комплекс мер, получивший название реконфигурации. Важным моментом построения реконфигурируемых систем является применение принципа функциональной и аналитической избыточности и построение на их основе резервных контуров управления.

Предлагаемый авторами подход к разработке функционального программного обеспечения (ПО) с возможностью адаптации к условиям работы КА в полёте позволяет существенно повысить живучесть КА. Разработанные алгоритмы диагностики реализованы в составе ПО БСУ КА и успешно прошли лётно-конструкторские испытания на связном КА Экспресс-МД1. В настоящее время продолжается разработка систем контроля и диагностики для КА научного назначения серии Спектр.

Бортовые провода для авиации, выпускаемые и разрабатываемые ОАО «Завод «Чувашкабель»

Кутов А.Е.

Завод «Чувашкабель», г. Чебоксары

История производства проводов для авиации и космоса на заводе «Чувашкабель» насчитывает более 30 лет. В настоящее время номенклатура проводов, предназначенных для применения в авиации и ракетно-космической техники, насчитывает более 800 маркоразмеров.

Провода для авиации (серийно выпускаемые)

Провода бортовые облегченные марки БИФМ, БИФМЭ, БИФМЭЗ, БИФМ-Н, БИФМЭ-Н, БИФМЭЗ-Н, БИФМбр, БИФМЭбр, БИФМЭЗбр (ТУ 16-505.945-76 приемка АТП, «5»). Провода с гибкой жилой из посеребренной, никелированной проволоки и из проволоки из сплава БрХЦрК, изолированные полиимиднофторопластовыми пленками с уменьшенной толщиной.

Провода бортовые облуженные с двухслойной изоляцией марки БПДО. (ТУ 16-505.941-76 приемка АТП, с 1.01.12 года «5»). Провода предназначены для фиксированного внутриприборного и

межприборного монтажа электрических устройств и выводных концов бортовой электроаппаратуры авиационной техники.

1.3 Провода монтажные теплостойкие с изоляцией из полиэтилена марки МПО (ТУ 16-505.339-79 приемка АТП, с 1.01.12 года «5»). Провода предназначены для фиксированного внутриприборного и межприборного монтажа электрических устройств.

Провода для авиации (новые разработки)

Провода бортовые аналогичные проводам типа Spes 55. Провод бортовой марки БС 35-1298 ТУ 16.К05-043-2011 со сшитой двухслойной изоляцией предназначен для внутреннего монтажа электрических приборов и радиоэлектронной аппаратуры и работы при напряжении 600 В переменного тока частоты до 2000 Гц и температуре от минус 60 до плюс 155 °С.

Провода бортовые, соответствующие стандарту EN 2267-009. Условная марка БП 36-1499. Провода предназначены для фиксированного монтажа бортовой эклектической сети авиационной техники и работы при температуре от минус 55 до 260 °С.

ОКР «Никель» и ОКР «Геликоптер» - разработка провода бортового с двухслойной изоляцией с облегченной жилой. Условная марка БСО 45-44. Провод бортовой с двухслойной изоляцией с облегченной жилой (никелированная проволока из алюминиевого сплава 01417) предназначен для работы при напряжении до 1000 В частоты до 6000 Гц или постоянном напряжении до 1400 В и температуре от минус 60 до плюс 155 °С.

**Оптимизация структуры авиационного бортового
электрифицированного комплекса посредством рекуперации
электрической энергии в сеть по критерию минимизации
энергозатрат (Исследование переходных процессов в
коммутирующих, управляющих и преобразовательных
устройствах)**

Лашин В.Ю.

МГТУ ГА, г. Москва

Применением рекуперации электрической энергии в сеть, в авиационных бортовых комплексах, обеспечивающие большее быстродействие по сравнению с гидроприводом, применяя бесконтактные электрические машины с постоянными магнитами, силовых транзисторных ключей, обеспечивающих увеличение удельной мощности, мы делаем большой шаг к переходу на единую систему электроснабжения самолета.

Предполагаемая работа состоит в развитии теории расчета и проектирования систем управления с импульсными

полупроводниковыми преобразователями применительно к бортовым электроприводам постоянного и переменного тока и источникам тока программируемой формы.

Программное моделирование системы следящего электропривода закрылков; управляющих и преобразовательных устройств с рекуперацией энергии в сеть, рассмотрение алгоритмов взаимодействия компонентов и составляющих системы.

Технология автоматизации структурно-параметрического синтеза на основе метода морфологического ящика

Лепёхин А.В.

МАИ, г. Москва

Структурно-параметрический синтез является одной из основных процедур при проектировании различных устройств и систем. Как правило, эта процедура из-за сложности её формализации выполняется вручную. В работе предложена технология автоматизации структурно-параметрического синтеза на основе метода морфологического ящика, позволяющая существенно ускорить реализацию этой процедуры и синтезировать вариант проектируемого объекта, близкий к оптимальному.

В работе сформулирован ряд основных операций, входящих в процедуру структурно-параметрического синтеза и образующих в совокупности технологию этой процедуры, а также дан анализ особенностей их реализации для автоматизированных систем.

Наибольшую сложность для автоматизации вызывает недостаточная функциональная полнота ММЯ на завершающих стадиях – сокращения пространства поиска и выбора лучшего решения, в связи с чем потребовалось расширить возможности классического метода. К таким дополнениям относятся способ сокращения числа вариантов реализации, чтобы уже на начальной стадии синтеза отбросить заведомо бесперспективные варианты, и способ выбора лучшего решения на основании предпочтений ЛПР (лица, принимающего решение) при оценке важности интересующих его характеристик объекта. Эти дополнения позволяют повысить проектные возможности метода морфологического ящика при его последующей автоматизации.

Основными укрупнёнными операциями указанной проектной процедуры синтеза являются следующие:

Построение морфологического ящика.

Сокращение количества возможных реализаций

Определение лучшей альтернативы по обобщённому критерию.

В результате сформулированы математические формализмы для описания морфологического ящика, множества Парето, системы

глобальных ограничений и расчёта обобщённых критериев. Предложена структура экранных форм для представления каждого этапа и разработана программа, реализующая описанную технологию.

Принцип работы волнового электропривода для авиационных и космических систем

Лозьянова М.О.

МАИ, г. Москва

Волновой электропривод выполняется на основе волнового электродвигателя, который, в свою очередь, является объединением волновой передачи и электромагнитного преобразователя. Волна индукции магнитного поля генерируется электромагнитным преобразователем в рабочем зазоре между статором и ротором волнового электродвигателя. Она же и создает силу магнитного притяжения, действующую на гибкий деформирующийся ротор, который воздействует на гибкое колесо волновой передачи и вводит его в зацепление с жестким колесом. Такая структура электропривода исключает быстровращающиеся элементы передачи и быстроходные подшипники, что позволяет улучшить динамические характеристики и повысить надежность электропривода. Так же стоит заметить, что электромагнитный генератор волн вводит гибкое колесо волновой передачи в зацепление с жестким колесом практически беззазорно. Это повышает кинематическую точность зубчатой волновой передачи и привода в целом. Деформирующийся магнитопровод ротора выполняется или в виде гибкого сердечника из магнитопроводящей ленты, или в виде радиально расположенных в сепараторе пластин.

По типу волновые электродвигатели делятся на индукторные (наличие якорной обмотки и обмотки возбуждения) и реактивные (наличие только якорной обмотки). Преимуществом реактивных электродвигателей является возможность уменьшения массы и жесткости деформируемого магнитопровода, однако такой привод не обладает фиксирующим и удерживающим моментом при обесточенных обмотках и, следовательно, требуются дополнительные специальные устройства для фиксации. Индукторные волновые электродвигатели развивают больший момент, имеют лучшие энергетические показатели, обладают фиксирующим и удерживающим моментом за счет униполярного подмагничивания.

Принцип работы волнового электропривода заключается в преобразовании электрической энергии в механическую за счет создания электромагнитным генератором радиальной волны деформации магнитопровода-ротора и перемещением волны деформации при управлении магнитным полем. Таким образом, при

проектировании волнового электропривода необходимо определить оптимальные параметры магнитопровода-ротора по гибкости и массе. Волновые электродвигатели по принципу работы являются тихоходными с относительно большим выходным моментом. Это позволяет применять их в безредукторном регулируемом электроприводе. Волновые электродвигатели могут использоваться в качестве исполнительных двигателей в высокоточных позиционных и следящих электроприводах, робототехнике, системах управления летательных аппаратов и космических системах.

Применение модифицированного метода искусственных иммунных систем к задачам поиска оптимального управления дискретными динамическими системами

Метлицкая Д.В.

МАИ, г. Москва

Метод искусственных иммунных систем (ИИС) относится к метаэвристическим методам поиска и является представителем эволюционных методов. Метод ИИС использует идеи, заимствованные из иммунологии, имитируя работу иммунной системы живого организма. Метод ИИС находит решение, которое может несколько отличаться от оптимального, но при этом является приемлемым с практической точки зрения. В отличие от классических методов оптимизации, метод ИИС может применяться, когда практически полностью отсутствует информация о характере и свойствах исследуемой функции.

В данной работе рассмотрено применение модифицированного метода ИИС поиска условного глобального экстремума к задаче нахождения оптимального программного управления дискретными детерминированными системами. Предложен детальный алгоритм решения поставленной задачи. На его основе сформирован комплекс программных средств, позволяющий решать поставленную задачу для различных моделей систем управления и различных функционалов качества. Комплекс имеет удобный интерфейс, с помощью которого можно легко менять параметры задачи и метода, а также анализировать эффективность работы метода.

При помощи разработанного комплекса решено несколько тестовых примеров, на которых продемонстрировано, что предложенный метод позволяет подобрать параметры так, чтобы полученное приближенное решение с достаточно высокой точностью совпадало с оптимальным.

Метод ИИС применяется к широкому кругу прикладных задач проектирования сложных авиационно-космических систем, в том числе

к задачам поиска оптимальных траекторий летательных аппаратов различных типов.

О ходе работ по разработке модуляционного гравиметрического датчика

Афонин А.А., Кузнецов А.С., Огороднов Н.Н.
МАИ, г. Москва

В течение последнего десятилетия при поддержке РФФИ и Минобрнауки РФ (№ 2.1.2/12142 аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2011 годы)», НК-528П/58 ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы» и др.) в рамках разработки информационно-избыточного измерителя для решения задач гравиметрической съемки с борта подвижного малоразмерного подводного носителя на кафедре 305 «МАИ» ведутся активные работы по исследованию возможности повышения точности типовых отечественных маятниковых акселерометров (МА) и схем на их основе. Основными предпосылками к возможности реализации гравиметрического датчика (ГД) стала возможность повышения точности измерения кажущегося ускорения МА, связанная с использованием дифференциально-компенсационного и модуляционно-динамического режимов измерения, алгоритмов комплексирования, а также оригинальных решений, базирующихся на бесплатформенных технологиях. В частности, одним из основных направлений работ является доработка модуляционно-динамического режима измерения МА, дополнительно позволяющего, по известной частоте вынужденных колебаний маятника, приближающейся к собственной, судить о продольной проекции кажущегося ускорения. При этом предлагается ряд алгоритмических решений по ее детектированию, компенсации погрешности ее определения, обусловленной демпфирующим воздействием, учету влияния переменных компонент ускоренного движения, а также уменьшению погрешностей из-за влияний вибраций и шумов. Не меньшее внимание уделяется и практической составляющей исследований. На базе МА типа АК разработки ОАО «МИЭА» разработан и изготовлен лабораторный образец ГД и стенд для комплексных экспериментальных исследований. На данном стенде с использованием современного метрологического оборудования с применением современных средств цифровой обработки сигналов отрабатываются алгоритмы и исследуются погрешности при различных возмущающих факторах. Анализируются метрологические особенности МА и схем на их основе. В рамках коммерциализации проекта ведется активный поиск областей применения ГД. Ряд маркетинговых

исследований показал, что помимо гравиметрической разведки углеводородных соединений существует ряд перспективных направлений, в числе которых рынок экологического мониторинга природно-техногенной сферы, позволяющий сформировать требования к мобильному геофизическому комплексу с ГД в основе с потребной точностью, малыми массогабаритными характеристиками и невысокой стоимостью.

Реализация методов глобальной оптимизации, использующих аппарат интервального анализа

Пановский В.Н.
МАИ, г. Москва

При проектировании конструкций современных самолетов возникает необходимость оптимизации тех или иных параметров. Ими обычно являются вес, дальность полета, аэродинамические характеристики и т.п. Оптимизируемые параметры задаются проектировщиком исходя из некоторых ограничений, которые появляются в зависимости от физической постановки задачи или ограниченности ресурсов. Решением поставленной задачи является объект, максимально точно соответствующий предъявленному требованию – это и показывает важность разработки эффективного метода оптимизации. Целью данной работы являлось создание эффективного алгоритма глобальной оптимизации, использующего аппарат интервального анализа.

Во время исследования возможности применения аппарата интервального анализа были выявлены и впоследствии решены основные проблемы, затрудняющие разработку алгоритмов. Первая проблема заключалась в том, что интервальный анализ работает не с вещественными или комплексными числами, а с совершенно другими структурами – вещественными интервалами. Поэтому необходимо было заново переопределить все операции элементарной алгебры и разобрать, как изменились основные операции. Вторая проблема заключается в составлении функции включения – понятии, которое сопоставляется вещественной функции. При неправильном составлении функции включения алгоритму приходится обрабатывать большое число значений, которые фактически не достигаются функцией.

Решение двух упомянутых выше проблем позволило создать два алгоритма глобальной оптимизации:

дихотомии прямого образа
отсечки мнимых значений.

Результатом выполненной работы являются создание алгоритмического и программного обеспечения новых методов глобальной оптимизации: дихотомии прямого образа и отсечки мнимых

значений. Разработанные методы были протестированы на тестовых стандартных задачах условной глобальной оптимизации функций, обладающих как простой, так и сложной структурой линий уровня. Во всех случаях ответ был найден с заданной точностью и за приемлемое время, что подтверждает возможность использования аппарата интервального анализа. Таким образом, полученные результаты позволяют надеяться на успешное применение метода при проектировании конструкций летательных аппаратов. В дальнейшем планируется улучшить разработанные методы, создав новые алгоритмы построения функций включения, и разработать новые, использующие одновременно аппараты интервального анализа и других математических дисциплин.

Исследование методов и разработка алгоритмов обработки видеoinформации в задачах локализации положения БЛА на основе распознавания изображений при помехах и искажениях

Пуртов И.С., Синча Д.П.

МАИ, г. Москва

Одной из актуальных задач современной навигации является обеспечение автономной высокоточной навигации беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в сложных погодных и сезонных условиях над различными ландшафтами. При этом высокоточное определение координат своего местоположения должно осуществляться в реальном масштабе времени. Также весьма актуальной является задача исследования возможностей разносезонной навигации БЛА на основе стандартного набора изображений относящихся к какому-либо одному сезону и с учетом возможных помех и искажений.

Объектом исследования в этой работе является процесс локализации положения БЛА на основе сравнения текущего изображения, снятого бортовой камерой с изображениями местности, заложенными в бортовую базу данных.

Цель работы — разработка методов и алгоритмов для локализации положения БЛА на основе зашумленных, искаженных и разновременных снимков подстилающей поверхности.

В ходе работы проведен анализ современного состояния и тенденций развития методов и алгоритмов анализа и оценки видеоданных для решения задач распознавания. Проанализированы известные алгоритмы, позволяющие распознавать и выбирать из базы данных изображений наиболее похожие на предъявленное, реализованы новые алгоритмы, позволяющие повысить эффективность отдельных операций технологического цикла обработки и интерпретации изображений. Разработаны макеты отдельных программных средств. С

использованием разработанных макетов программных комплексов проведены исследования на множестве изображений и определены вероятностные и временные характеристики разработанных алгоритмов.

**Применение жадного адаптивного метода случайного поиска
глобального экстремума к задаче оптимального управления
дискретными системами**

Пантелеев А.В., Рязанцева О.В.

МАИ, г. Москва

Характерной особенностью решения актуальных задач проектирования сложных аэрокосмических систем является широкое использование метаэвристических методов глобальной оптимизации, позволяющих получить приближение к экстремуму «высокого качества» за приемлемое (с практической точки зрения) время.

В работе рассмотрено применение жадного адаптивного метода случайного поиска глобального экстремума к задачам нахождения оптимального управления дискретными детерминированными системами.

Сам метод использует идею мультистарта, то есть многократного поиска решения, где каждая итерация включает две фазы: фазу конструирования и фазу локального поиска. Первая фаза (фаза конструирования) сочетает в себе «жадность» и случайность. В результате неё порождаются решения «хорошего качества», из которых начинается вторая фаза – локального поиска. Затем полученные точки берутся в качестве начальных для первой фазы и процедура продолжается. Наилучшее из найденных решений принимается за приближённое решение поставленной задачи.

Для решения дискретной задачи необходимо найти оптимальное управление и, следовательно, оптимальную траекторию. Для этого рассматривается блочный столбец, состоящий из значений координат вектора управления на каждом шаге. Для вычисления критерия, соответствующего этому столбцу сначала ищется траектория системы из уравнения состояния с известными значениями управления, содержащимися в столбце, и заданным начальным условием. Далее вычисляется значение критерия. Таким образом, блочный столбец аналогичен точке в множестве допустимых решений, а критерий, соответствующий ему, – целевой функции, минимум которой ищется с помощью жадного адаптивного метода случайного поиска глобального экстремума.

Для реализации описанного метода была разработана программа, в которой реализованы следующие возможности: ввод параметров задачи; ввод параметров метода; решение поставленной задачи; табличное и

графическое представление результатов решения; просмотр протокола решения; просмотр справочной информации. С ее помощью решено несколько тестовых примеров. Полученные результаты свидетельствуют об эффективности применения жадного адаптивного метода случайного поиска глобального экстремума к задачам оптимального управления дискретными системами.

Выставка в полете бесплатформенной инерциальной навигационной системы отделяемого аппарата

Савельев В.М., Веремеенко К.К.
ГосНИИАС, МАИ, г. Москва

Рассматривается задача начальной выставки в процессе полёта бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) отделяемого аппарата (ОА), закрепленного на самолете-носителе (СН). Для решения этой задачи используется схема так называемой трансферной выставки, в процессе которой осуществляется передача (трансфер) навигационной информации от навигационного комплекса (НК) СН к навигационному вычислителю ОА. Эта информация используется в алгоритме выставки в качестве корректирующей.

Для исследования точности и длительности трансферной выставки создана модель ошибок трехканальной БИНС, модель углового рассогласования между измерительными осями БИНС ОА и НК СН, модель позиционных, скоростных и угломерных измерений, а для комплексной обработки информации использован фильтр Калмана 24-ого порядка.

В вектор состояния системы включены ошибки БИНС в определении координат, скоростей, углов ориентации, дрейфы гироскопов и ошибки акселерометров. Так как вспомогательная угломерная информация сильно искажена изгибными колебаниями корпуса СН, использована модель углового рассогласования, где взаимная ориентация измерительных осей БИНС и НК по каждой оси задается в виде постоянной и случайной компонент. Случайные компоненты смоделированы в виде Марковского случайного процесса 2-ого порядка. В связи с учетом в модели постоянного углового рассогласования и изгибных колебаний в вектор состояния системы к перечисленным выше компонентам добавлены еще 9. Вектор измерений представлен в виде разности выходной информации выставляемой БИНС и НК СН. Рассмотрены 6 моделей измерений, сформированных: 1) по разности координат; 2) по рассогласованию углов ориентации; 3) по разности координат и рассогласованию углов ориентации; 4) по разности координат и проекций скоростей; 5) по разности проекций скоростей и рассогласованию углов ориентации; 6) по разности координат, проекций

скоростей и рассогласованию углов ориентации. Для оценивания компонент вектора состояния системы применен алгоритм дискретного линейного фильтра Калмана, в связи с чем были наложены ограничения на линейность модели динамики системы и на белизность шумов системы и измерений.

Результаты проведенного математического моделирования позволили сделать выводы о точности и длительности выставки с обработкой различных наборов вспомогательной информации. Исследования показали, что применение угломерной коррекции повышает наблюдаемость вектора состояния системы, что позволяет либо повысить точность выставки, либо провести выставку с той же точностью, но за меньшее время, либо провести выставку по углам ориентации на траектории с более плавным маневром.

**Имитационное и полунатурное моделирование работы
бесплатформенного гравиинерциального навигационного
комплекса в условиях комплексных возмущающих воздействий**

Сулаков А.С., Афонин А.А., Сивашов С.Д.

МАИ, г. Москва

Доклад посвящен анализу вопросов разработки и исследования унифицированного интеллектуализированного бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса (БГНК) подвижного объекта в рамках развития концепции мобильных аэроморских векторных гравиметрических измерений. Дается аналитический обзор состояния современных технологий мобильной гравиметрии и мобильных гравиметрических комплексов. Обосновываются актуальность и перспективность создания БГНК аэроморского применения. Для различных вариантов его исполнения приводятся разработанные структурные схемы, выбранные составы, предложенные функциональные алгоритмы. Основное внимание в докладе уделено вопросам разработки методик проведения имитационного и полунатурного моделирования, создания имитационных и полунатурных моделей работы комплекса, исследования созданных моделей в различных условиях эксплуатации при разных режимах движения подвижного объекта. Приводятся результаты имитационного моделирования работы БГНК в условиях множественных комплексных возмущающих воздействий при движении объекта по различным видам траекторий с переменными линейными и угловыми скоростями. Также приводятся результаты полунатурного моделирования работы БГНК в лабораторных условиях на неподвижном нестабилизированном основании. При этом необходимая для функционирования комплекса информация поступает в вычислительный модуль с подсистем БГНК,

установленных на экспериментальном стенде: трехкомпонентного измерителя угловой скорости ТИУС-500 (ООО НПК «Оптолинк»), трехкомпонентного модуляционного динамического гравиметра, построенного на базе кварцевых акселерометров маятникового типа АК-6 (ОАО «Серпуховский завод «Металлист»), приемника спутниковой навигационной системы NetR5 (Trimble, США), работающего в дифференциальном или фазовом режиме. В целом приведенные результаты исследований комплекса демонстрируют его высокие точностные характеристики при определении как компонентов вектора аномалии силы тяжести, так и параметров навигации и ориентации. Вместе с тем продемонстрированы возможности существенного повышения точности БГНК за счет придания объекту определенного режима движения, а также некоторых модификаций функционального алгоритма его работы. В заключительной части доклада подведены промежуточные итоги в области разработки БГНК и намечены пути дальнейших исследований. Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проектам 2.1.2/12142 аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2011 годы)», НК-528П/58 ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы».

Минимизация оборудования устройства управления интегральным спецвычислителем

Назаров А.В., Хмара С.А.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось разработка метода минимизации аппаратных затрат на реализацию устройства управления спецвычислителем, выполненного на базе большой интегральной схемы (БИС). В качестве БИС будет использоваться базовый матричный кристалл. Выбор определен меньшими временными и материальными затратами на реализацию оригинальных схемных решений по сравнению с программируемой логической интегральной схемой (ПЛИС). Минимизация достигается путем прямого уменьшения количества базовых логических элементов, реализующих управляющий автомат спецвычислителя. В основу предлагаемого метода положена идея изменения порядка функционирования вычислительного устройства.

Сущность метода, состоит в предварительном поиске и выделении непрерывных цепочек логических условий в граф-схеме алгоритма работы цифрового вычислительного устройства. На следующем этапе производится разбиение самых длинных из них на две и более коротких

цепочки, причем в точку (точки) разрыва исходной цепочки логических условий добавляется одно промежуточное состояние автомата, эквивалентное по времени выполнению одному холостому циклу шины проектируемого вычислительного устройства. На практике указанные цепочки встречаются довольно часто, например, в автомате управления лифтами, автомате управления беспилотными летательными аппаратами и другими цифровыми устройствами, ожидающими сигналов от многочисленных датчиков, каждый из которых запускает соответствующий ему вычислительный алгоритм.

С точки зрения выполняемого алгоритма исходный и результирующий автоматы будут эквивалентны, поскольку на одни и те же входные осведомительные сигналы, поступающие из операционного блока устройства, они будут вырабатывать те же самые выходные управляющие сигналы, поступающие в операционный блок.

Анализ полученных в данной работе результатов позволяет сделать следующие выводы:

предложенный алгоритм минимизации оборудования управляющего автомата позволяет уменьшить сложность (по Квайну) реализующей его логической схемы в среднем на пятнадцать процентов на один введенный разрыв цепочки логических условий;

предлагаемая модификация не существенно влияет на время выполнения требуемых от автомата действий, замедляя его работу на один холостой ход шины, который на 2-3 порядка меньше, чем среднее время выполнения обычного цикла шины;

существенно упрощается структура и уменьшается длина межсоединений управляющего автомата спецвычислителя, что ведет к снижению занимаемой им площади на базовом матричном кристалле.

Методики и средства по измерению и минимизации ширины зоны синхронизации частот встречных волн лазерного гироскопа

Захаров М.А., Борисов М.В., Черноморский А.И.

МАИ, г. Москва

Одним из наиболее существенных источников погрешностей лазерного гироскопа(ЛГ)является наличие зоны синхронизации частот встречных волн, порождаемой, в частности, взаимным обратным рассеянием на зеркалах резонатора кольцевого лазера. Предлагаются две методики измерения ширины зоны синхронизации частот встречных волн. В первой из них при задающих вибрационных движениях в информационном канале ЛГ осуществляется съем сигнала, который поступает на моделирующую плату. В ней схемотехнически моделируется уравнение разности фаз встречных волн. На выходе платы – сигнал, определяющий ширину зоны синхронизации частот встречных

волн. В рамках второй методики осуществляется съём амплитудных значений сигналов с фотоприемников канала системы регулирования периметра. Далее осуществляется его компьютерная обработка по соответствующему алгоритму, также обеспечивающая выделение ширины зоны синхронизации частот встречных волн.

Изложены результаты экспериментальных исследований алгоритмов по второй методике с обработкой сигналов с ЛГ в среде Mathcad. Эти результаты совпадают с результатами, полученными при измерениях ширины зоны синхронизации частот по классической схеме, осуществляемых путем определения порога чувствительности ЛГ непосредственной вариацией скорости вращения поворотного стола. В предлагаемой второй методике измерения задействуется только вибрационное движение резонатора ЛГ в виброподвесе, и она может быть использована для отбраковки лазерных гироскопов на ранних стадиях производства, а также для паспортизации готовых приборов.

Показано также, что для уменьшения зоны синхронизации частот встречных волн в ЛГ целесообразно осуществлять установку пьезопреобразователей на три зеркала, а не на два, как предусмотрено в «серийных конструкциях». Проведены экспериментальные исследования, практически обосновавшие эффективность предлагаемого средства уменьшения ширины зоны синхронизации.

Разработка водноэлектрического датчика и аппаратуры для регистрации слабых крайних низкочастотных магнитных полей

Бубнова М.Д., Агеев И.М., Рыбин Ю.М., Шишкин Г.Г.

МАИ, г. Москва

В работе излагаются результаты разработки и создания датчиков слабых (доли и единицы мТл) крайних низкочастотных магнитных полей, работающих на новом принципе, отработка регистрирующей аппаратуры и методики измерения. Актуальность таких исследований определяется тем, что низкочастотные колебания магнитного поля Земли влияют на надежность и качество работы радио каналов передачи информации. Исследование влияния магнитного поля на свойства воды представляет также чрезвычайный интерес для магнитобиологии, биофизики, физики воды для исследования влияния солнечной активности на биосферу и ноосферу Земли, а также на психофизиологическое состояние операторов сложной техники, включая авиадиспетчеров и пилотов, поскольку психофизиологическое состояние часто определяет надежность управления сложными техническими устройствами и безопасность их эксплуатации.

В основе метода регистрации лежит обнаруженное явление изменения электрофизических свойств воды под действием магнитного поля.

Исследование влияния на воду различных физических факторов связано со значительными экспериментальными трудностями. Поэтому на данном этапе работы важнейшей задачей является отработка аппаратуры и методики измерений для достижения повторяемости и получения надежных экспериментальных данных.

Разработанная установка состоит из магнитной системы, двух водноэлектрических датчиков и системы сбора данных, обработки информации. Магнитная система представляет собой катушки Гельмгольца, создающие постоянное и переменное магнитные поля и соответствующие источники питания. Магнитная индукция создаваемых полей может варьироваться от 0 до 3мТл, частота переменного поля изменяется в пределах от 0.01Гц до нескольких килогерц.

Регистрирующая аппаратура позволяет измерять относительные изменения электропроводности с точностью до сотых долей микросименса и температуры до сотых долей градуса.

Эксперименты с водой характеризуются обычно крайне плохой повторяемостью. Поэтому значительные усилия были предприняты для отработки методики проведения измерений. В результате были получены надежные данные о влиянии магнитного поля частотой около 6Гц и 7.5Гц на электропроводность и температурный коэффициент электропроводности воды. Кроме того, определена зависимость величины эффекта от частоты и индукции постоянной и переменной составляющих магнитного поля.

Формирование эталонного сигнала фильтра низких частот для оценки быстропеременных параметров САУ ГТУ

Колеватов А.П., Ламанова Н.Г., Чугаев Е.И.

ПНИПУ, г. Пермь

Измерения частоты вращения ротора высокого давления ($n_{ВД}$) системы автоматического управления газотурбинной установки (САУ ГТУ) содержат высокочастотные помехи, существенно искажающие полезный сигнал и, следовательно, ухудшающие ее эксплуатационные характеристики. Поэтому в САУ ГТУ предусмотрена фильтрация $n_{ВД}$ и ее первой производной. Действующий метод фильтрации основан на мажорировании в скользящем окне постоянной длительности по минимальному значению.

С целью оценивания эффективности штатного фильтра и улучшения качества фильтрации проводились исследования, связанные с разработкой альтернативных методов фильтрации быстропеременных параметров САУ ГТУ. В частности, был осуществлен синтез цифровых фильтров на основе аперидических звеньев 1-го и 2-го порядков,

цифровых фильтров с бесконечной импульсной характеристикой – это фильтры Баттерворта и Чебышева I и II рода, цифровых фильтров с конечной импульсной характеристикой с окнами Хэмминга, Блэкмана, Бартлета, а также фильтра на основе метода наименьших квадратов.

Исследования такого рода предполагают наличие или разработку критерия качества или эффективности, позволяющего выбрать оптимальный метод или алгоритм. В данном случае это выбор оптимального фильтра из всех синтезированных, включая штатный фильтр.

В качестве такого критерия предлагается использовать критерий качества фильтрации сигнала $n_{ВД}$, основанный на сравнении с эталонным сигналом. В качестве эталонного сигнала предлагается использовать сигнал, который формируется на основе дискретно-временного преобразования Фурье.

Алгоритм формирования эталонного сигнала низкочастотного тренда $n_{ВД}$ заключается в следующих пунктах:

- представление исследуемого сигнала в частотной области при помощи прямого преобразования Фурье;

- определение диапазона частот, на которых распределена основная мощность сигнала;

- выбор частоты среза;

- восстановление значений эталонного тренда сигнала при помощи обратного преобразование Фурье для такого количества пар коэффициентов спектра исходного сигнала, которое обеспечивает фильтрацию до выбранной частоты среза.

Предложенный алгоритм формирования эталонного сигнала позволяет провести сравнительный анализ различных методов цифровой фильтрации и выбрать фильтр, обеспечивающий оптимальные оценки быстропеременных параметров САУ ГТУ.

Формирование облика перспективной системы электроснабжения пассажирского воздушного судна

Шарапов С.С., Криков Д.А.

Аэроэлектромаш, г. Москва

В настоящее время в период бурного развития мировой авиационной промышленности особое внимание уделяется тенденции развития мировой гражданской авиации. В условиях рыночных отношений данный аспект является весьма актуальным, так как позволяет направить научно-технический и производственный потенциалы авиационной промышленности в нужном направлении с целью обеспечения в будущем конкурентного положения отечественной гражданской авиации на мировом рынке.

Основным критерием, предъявляемое к системе электроснабжения (СЭС), безусловно является требование высокой надежности. Это связано в первую очередь с тем, что ни один комплекс авиационного радиотехнического оборудования не может работать без электроэнергии. С учетом возрастающей электрификации воздушного судна (ВС) это становится особенно актуально, поскольку многие неэлектрические системы (гидравлические, пневматические) планируется заменить на электрические. Так на пассажирском самолете Боинг 787 уже отказались от использования пневматической системы отбора воздуха от вспомогательной силовой установки (ВСУ), а запуск авиадвигателя (АД) при этом осуществляется при помощи двух стартер-генераторов. Это значит, что требования к качеству электроэнергии будут только увеличиваться, возникнет необходимость дополнительного резервирования каналов электропитания, что в условиях традиционной СЭС неизменно приведет к усложнению системы.

Другим наиболее важным требованием, предъявляемым к самолетному оборудованию вообще и к СЭС в частности, является требование минимальной массы и габаритных размеров. Очевидно, что чем меньший вес занимает самолетное оборудование, тем больше коммерческая загрузка ВС и, следовательно, доход, получаемый за рейс, что играет существенную роль в условиях рыночной экономики.

Кроме того необходимо учитывать правильное эргономичное расположение элементов системы, создание интегральной системы сбора информации о состоянии системы и отказах в ней с целью удобства в эксплуатации и сокращения времени обслуживания самолета.

Целью данной работы является формирование облика перспективной системы электроснабжения, которая будет отвечать всем технико-экономическим показателям, предъявляемым к перспективному пассажирскому ВС.

Модельно-ориентированный подход для разработки программного обеспечения систем управления

Шлигерский А.Б.

Esterel Technologies (Франция - Россия)

Модельно-ориентированный подход – это прежде всего верификация алгоритмов на уровне модели. Причём поведение модели должно в точности соответствовать поведению будущего исходного кода. Только тогда в процессе разработки ПО можно проводить функциональные тесты, анализ структурного покрытия и формальную верификацию на уровне модели.

Описание модели ведётся в графической оболочке, с использованием формального языка SCADe, разработанного компанией Esterel

Technologies совместно с университетом города Гренобль (Франция). Наличие такого формального языка позволяет автоматически осуществить переход от модели непосредственно к исходному коду на языке С или ADA. Кодогенератор является средством разработки, квалифицированным по DO-178B до уровня А. Эта квалификация даёт значительное преимущество - позволяет инженеру-разработчику исключить низкоуровневое тестирование на уровне исходного кода, что даёт суммарную экономию в 40% от общих затрат на разработку ПО. При этом качество исходного кода повышается, исключая ошибки при кодировании.

Клиентская база Esterel Technologies насчитывает по всему миру более 150 клиентов в аэрокосмической и оборонной областях. В списке клиентов находятся следующие компании из 20 стран: Airbus, Boeing, BAE Systems, Dassault Aviation, EADS, Eurocopter, General Electric, Thales, Liebherr Aerospace, Lockheed Martin, Pratt & Whitney, Rolls-Royce, Safran Group, Sagem, УКБ "Сухого", ГосНИИАС, НКБ ВС, НИИАО, МНПК Авионика, ВЕГА, МИЭА.

SCADE главным образом применяется для приложений уровня критичности А и В, таких как системы управления полётом, автопилоты, системы предупреждающей и аварийной сигнализации, кабинные дисплеи и системы индикации, системы подачи топлива и управления двигателем, тормозного и рулевого управления, инерциальные системы, GPS, системы самолетовождения, системы кондиционирования воздуха.

7. Секция «Экономические проблемы аэрокосмического комплекса»

Индекс инновационной активности предприятий авиационной промышленности

Беспалова В.Е.
МАИ, г. Москва

В настоящее время реализация инновационных проектов авиационной промышленности является одним из приоритетов государственной инновационной политики России, поскольку продукция авиационной промышленности, как гражданского, так и военного назначения – ключевой компонент системы обороны и безопасности страны. В связи с этим особую актуальность приобретает оценка эффективности инновационной деятельности авиационных предприятий, которую предлагается измерить посредством определения индекса инновационной активности.

Индекс инновационной активности представляет собой комплексный показатель, характеризующий в целом способность предприятия к инновациям. Он включает количество выдвинутых новаторских идей, процент вовлеченности персонала в инновационный процесс, рост продаж компании в результате инновационной активности, количество полученных организацией патентов.

Максимальное значение индекса - 100 единиц. Начальное значение устанавливается предприятием на основании данных предшествующего периода работы. Впоследствии индекс рассчитывается на регулярной основе в целях отслеживания текущего состояния инновационных компетенций компании.

Данный показатель позволяет проанализировать способность авиационного предприятия к инновационным решениям и служит мерой успеха компании в этой области. Таким образом, индекс инновационной активности:

задает формализованную базу (объективные числовые данные) для принятия управленческих решений, что особенно важно, если учесть долгосрочную перспективу инноваций и высокие проектные риски;

выражает стратегические интересы компании, позволяя «встроить» инновации в бизнес-процессы и наладить отношения между теми, кто генерирует новые идеи, и управленческой командой;

помогает обоснованно распределять ресурсы между корпоративной системой управления идеями и инновационными инициативами: плановые метрики устанавливают ожидания в отношении инновационного потенциала компании, а сравнение плановых

показателей с их значениями в отчетные периоды позволяет увидеть «узкие» места - процессы, финансирование которых не соответствует поставленным целям;

мотивирует персонал к инициативной работе, т.к. отражает четко сформулированные стратегические цели, которые делают сотрудников более предприимчивыми, побуждая их стремиться к выполнению поставленных задач.

Методы повышения экономической эффективности работы авиакомпаний

Вишнякова О.В., Нестеров В.А.
МАИ, г. Москва.

В гражданской авиации одним из основных факторов интенсификации производства является экономия авиационного топлива, дающая большой вклад в повышение объемов и экономичности перевозок. Один процент сэкономленного по отрасли за год топлива позволяет произвести дополнительно тысячи рейсов.

На набор высоты и снижение самолеты затрачивают от 10 % до 70 % полетного времени. На этих участках используются предельно допустимые режимы работы двигателей, эти участки находятся в наиболее загруженной части трасс, в районах аэродромов, где существенное значение для выбора режима полета имеет эксплуатационные ограничения, в том числе, накладываемые системой управления воздушным движением.

В настоящее время интенсивность потока воздушных судов постоянно растет. В связи с чем возрастает загруженность воздушной зоны, аэропортов, взлетно-посадочных полос, приводящих к чрезмерной нагрузке на диспетчеров и снижению уровня безопасности и эффективности перелетов воздушных судов. Авиакомпании заинтересованы в точном соблюдении расписания рейсов, в минимизации эксплуатационных затрат и расхода топлива при выполнении полетов.

Для авиакомпаний задержки влекут за собой значительные экономические затраты, обусловленные следующими причинами: дополнительный расход топлива на прилете и вылете воздушных судов; сверхурочные выплаты летному составу; компенсации пассажирам при длительном времени ожидания вылета.

Для того, чтобы решить проблему загрузки диспетчера без существенного роста затрат на организацию воздушного движения, обеспечить безопасность и экономичность полетов воздушных судов в районе аэродрома, а также уменьшить издержки авиакомпаний в работе предлагаются следующие методы автоматизации управления

воздушным движением: метод автоматизации работы диспетчера, метод построения оптимальных последовательностей прилета и вылета воздушных судов с выполнением норм эшелонирования для соблюдения безопасности полета, метод нахождения оптимальных маршрутов прилета по критерию суммарного расхода топлива при снижении.

Автоматизация управления воздушным движением позволит: для авиакомпаний – улучшить обслуживание полетов, делать выбор более эффективных маршрутов посадки и, следовательно, сократить расходы топлива, минимизировать эксплуатационные расходы, для аэропортов – обеспечить обслуживание в плохих погодных условиях и оптимизировать операции в аэропорту, для пассажиров – получить минимальные задержки на прилете, повысить качество обслуживания за меньшую стоимость при более высоком уровне безопасности.

Влияние протекционистских мер на конкурентные позиции фирмы на рынке высокотехнологичной продукции

Володин С.В.

МАИ, г. Москва

В политике протекционизма со стороны государства наиболее часто применяются явные мероприятия – введение таможенных тарифов и неявные – субсидирование на различных фазах жизненного цикла высокотехнологичной программы и проекта. Основные особенности мер протекционизма известны из экономической теории.

К позитивным последствиям можно отнести поддержку новой или стратегически важной отрасли на фазе ее зарождения и роста, побуждение к замещению импорта со стороны отечественных производителей в краткосрочном периоде.

К негативным особенностям относится перекладывание бремени поддержки неэффективных производителей на государство и в конечном итоге на отечественных потребителей. В долгосрочном периоде возможна потеря конкурентоспособности зрелых отраслей в случае открытия внутренних рынков или попытки выхода на внешние. Введение протекционистских мер также может стать поводом для взаимных обвинений производителей в недобросовестной конкуренции и судебных разбирательствах на международном уровне.

Моделируется ситуация в зрелой отрасли, подверженной сильному влиянию отраслевых стандартов: продукция конкурентов однородна, структура их издержек близка. Поэтому стратегии ценообразования также являются сходными, а потребители не отдают явного предпочтения продукции какого-либо из производителей. Кроме этого предполагается независимое принятие фирмами стратегических решений (отсутствие сговора). Примером может служить ситуация в

области производства гражданских самолетов крупными международными корпорациями. Рассмотрено влияние применения мер протекционизма на конкурентоспособность продукции при различной степени ее государственной поддержки. В качестве одной из групп показателей, оказывающих прямое влияние на конкурентоспособность продукции, рассмотрены критерии инвестиционной эффективности высокотехнологичной программы или проекта.

Прогнозирование риска банкротства промышленных предприятий

Жданов В.Ю., Афанасьева О.А.

МАИ, г. Москва

Проблема прогнозирования риска банкротства промышленных предприятий в настоящее время очень актуальна в Российской Федерации. За последние десять лет очень многие организации всевозможных форм собственности оказались на грани банкротства. В первую очередь это было связано с реформированием российской экономики, а также из-за мирового финансового кризиса. Для руководства предприятия актуален вопрос определения механизма, позволяющего сделать диагностику предприятия, спрогнозировать наступление риска банкротства в ближайшем будущем, для того что бы иметь возможность избежать негативных событий. Тем не менее, моделей, позволяющих с достаточной степенью достоверности прогнозировать риск банкротства предприятия, в России практически нет. Отечественный менеджмент, как правило, делает предположение о состоянии предприятия, используя лишь отдельные показатели определяющие риск наступления банкротства, в то время как это комплексная проблема. Применение западных моделей прогнозирования риска банкротства не целесообразно в российских условиях по ряду причин: Во-первых, в западных моделях не учитывается отраслевая специфика деятельности предприятий. Это вызвано тем, что многие западные модели созданы, как «универсальные». Во-вторых, современные зарубежные модели банкротства не учитывают специфику экономической ситуации и организацию предпринимательства в России, которые отличаются, в том числе, системами бухгалтерского учета и налогового законодательства, что находит отражение, как в наборе факторов-признаков, так и в весовых коэффициентах при них. В-третьих, существующие модели используют в своем анализе ограниченный спектр показателей, определяющих ликвидность, платежеспособность, рентабельность и, как правило, являются расширенными или измененными западными моделями 60-80 годов 20 века. Западные модели были созданы в условиях, сильно отличающихся от тех, в которых находятся

современные российские промышленные предприятия, поэтому необходимо создание собственной модели, адаптированной к российским условиям. Для этого сформируем массив данных, в который войдут 20 финансово-хозяйственных показателей, характеризующих финансово устойчивые промышленные предприятия, а также финансово-хозяйственные показатели, характеризующие предприятия за 1 год до банкротства. Затем проведем кластеризацию промышленных предприятий, т.е. все предприятия объединим в устойчивые кластерные структуры по показателям финансово-хозяйственной деятельности с помощью нейросетевых методов самообучающихся карт Кохонена. Полученные кластеры промышленных предприятий будут представлять собой структуры, схожие по финансово-хозяйственной деятельности, а, следовательно, имеющие схожий тип риска банкротства. Затем для каждого кластера промышленных предприятий, обладающего своим типом банкротства, предлагается создать свою logit-модель прогнозирования риска банкротства. Одно из отличительных достоинств logit-моделей от моделей прогнозирования других типов заключается в том, что они позволяют сделать вывод не только относительно принадлежности к группе банкротов, (чем ограничивается модель Альтмана, Спрингейта, Лиса, Таффлера, Фулмера и др.) но и количественно оценить вероятность возникновения риска банкротства для предприятия. Вывод о вероятности риска банкротства делается в зависимости от «близости» расчетного значения итогового показателя к 0 или к 1. Ноль означает минимальный риск банкротства, единица – соответственно максимальный. Данная особенность logit-моделей упрощает интерпретацию результатов анализа отделом финансового менеджмента предприятия. Подводя итог вышесказанному можно сказать, что в результате мы получим различные logit-модели прогнозирования риска банкротства промышленных предприятий для различных типов банкротства, определяемых кластеризацией.

Влияние международного кредитного рейтинга на стоимость заемного капитала предприятия

Жданов И.Ю., Афанасьева О.А.

МАИ, г. Москва

Международный кредитный рейтинг в настоящее время становится неотъемлемым атрибутом развитой экономики. Глобальные мировые тенденции по финансовализации экономического пространства приводят к необходимости внешней, публичной и независимой оценки финансового состояния предприятия. Международные рейтинги таких ведущих мировых агентств как Moody's, Standard&Poor's, Fitch Investment признаются как независимые формы оценки финансовой

деятельности предприятия. Предприятия, получившие международный кредитный рейтинг получают ряд преимуществ: привлечение институциональных инвесторов, снижение издержек по привлечению заемного капитала у иностранных кредитных и лизинговых организаций, увеличение срока кредита у национальных кредитных организаций и др. Одной из форм привлечения заемного капитала для реализации стратегических задач является эмиссия облигаций, где правильная оценка процентной ставки становится важной задачей.

Целью данной работы становится создания модели оценки стоимости заемного капитала (в форме облигационных выпусков) для российских предприятий, в зависимости от финансовых показателей предприятия и от международного кредитного рейтинга международных рейтинговых агентств: Moody's, Standard&Poor's и Fitch Investment.

На первом этапе разработки модели, создана имитационную модель международного кредитного рейтинга, это обосновано тем, что методика рейтингования закрыта и представляет собой «черный ящик». Созданная имитационная модель кредитного рейтинга характеризует текущий класс финансовой надежности предприятия, это позволяет российским предприятиям, не имеющим международный кредитный рейтинг, самим проводить непрерывный контроллинг результативности и финансовой надежности. На основе публичных данных по доходностям облигационных займов, определены рисковые премии на привлекаемый заемный капитал в зависимости от класса платежеспособности эмитента.

На втором этапе определяется безрисковая процентная ставка по облигациям для первоклассных заемщиков по модели Фамы и Френча, которая позволяет оценить отраслевую специфику предприятия, его капитализацию и размер. Данная модификация позволила повысить точность оценки безрисковой процентной ставки по сравнению с классической моделью CAPM.

Результатом работы явилась комплексная модель оценки стоимости заемного капитала предприятия в зависимости от класса финансовой надежности предприятия, отражающая отраслевую и финансовую специфику предприятия.

Стратегические цели инновационного менеджмента в ракетно-космической отрасли

Ильина Т.И., Белова Г.Н., Ловчинская М.В.
МАИ, г. Москва

Современную инновационную активность многих предприятий и учреждений отрасли РКП уже сейчас можно охарактеризовать

некоторыми проявившимися особенностями. Эти особенности являются следствием нескольких причин:

- низким уровнем инновационного потенциала, который обусловлен недостаточностью финансирования НИОКР;
- старением кадров и недостаточным притоком в отрасль молодых специалистов;
- катастрофически низким размером оплаты труда и материального стимулирования;
- внедрением зарубежных продуктов космической деятельности на российский рынок;
- перекосом в системе образования, отказом от специалитета по ряду необходимых для отрасли образовательных направлений;
- особенностями конкуренции на космическом рынке.

Особенность заключается в том, что на самой капиталоемкой (затратной) фазе жизненного цикла РКТ (НИОКР, производство, создание наземной инфраструктуры) доминирует государственная монополия и бюджетное финансирование. А конкуренция проявляется на фазе, где инвестиции в некотором роде амнистируются и не участвуют в формировании цен на коммерческие услуги космической деятельности. На этой конечной фазе издержки невысокие, а доходы от продаж услуг космической деятельности весьма значительные.

Это наблюдается сейчас при деятельности фирм-операторов космических услуг. Их доходы по существу убивают инвестиционную привлекательность фазы создания РКТ. Есть примеры, когда такие фирмы торгуют зарубежными продуктами. В этом случае нельзя серьезно рассуждать о таких эфемерных целях российской космической индустрии, как: российский инновационный вызов; российский ответ на зарубежный инновационный вызов; рост инновационного потенциала, конкурентоспособность российских космических услуг и др.

В докладе обсуждаются возможные механизмы, правовые и организационно-управленческие задачи разрешения такого инновационного парадокса. В таком же контексте ставится и обсуждается проблема оценки эффективного и целевого использования всех бюджетных средств РФ, которые уже выделены и успешно расходуются под той или иной вывеской инновационной окраски.

К вопросу повышения инновационной активности предприятий РКО

Каланходжаев А.И., Ильяхинская Г.В.
МАИ, г. Москва

Широко признается, что инновации являются центральным фактором роста производства и производительности труда. Для разработки

надлежащей политики поддержки инноваций необходимо глубокое понимание нескольких критических аспектов инновационного процесса, таких, как отличие инновационной деятельности от исследований и разработок, взаимодействие между участниками инновационного процесса и соответствующими потоками инновационной деятельности.

При построении системы инновационных показателей одним из важнейших соображений являются информационные потребности.

В целях формирования единого понимания инновационной деятельности на основе международной практики, рекомендуется использовать материалы общепризнанного в мире справочного и методологического издания в области инноваций, разработанного и утвержденного Организацией экономического сотрудничества и развития Руководство «Осло».

Инновационная деятельность предприятия — это деятельность, направленная на поиск и реализацию инноваций в целях расширения ассортимента и повышения качества продукции предприятия, совершенствования технологии и организации производства. Понятно, что инновационная активность предприятия в современных условиях непосредственно зависит от научно-технического потенциала предприятия

Стимулами к активизации инновационной деятельности предприятия являются как внешние, так и внутренние проблемы предприятия: Внутренние, как правило, у каждого предприятия свои, а внешним стимулом является конкуренция на рынке.

Показатели, наиболее широко применяемые в отечественной и зарубежной практике и характеризующие инновационную активность организации, ее инновационную конкурентоспособность, можно разбить на следующие группы:

Затратные показатели;

Показатели, характеризующие динамику инновационного процесса;

Показатели обновляемости продукции;

Показатели, характеризующие организационную структуру предприятия.

На наш взгляд необходимо добавить показатели, характеризующие кадровую составляющую потенциала организации и, прежде всего, возрастную характеристику кадров.

Построение бизнес-модели как инструмента анализа и оценки эффективности управления предприятием

Карасев С.А.

МАИ, г. Москва

Актуальность данного исследования подтверждается тем, что в условиях рыночной экономики и присущей ей конкуренции предприятие должно постоянно повышать свой потенциал. Рано или поздно руководство любого предприятия, существующего в условиях рыночной экономики, приходит к мысли об эффективности своей деятельности. Не являются исключением и предприятия авиационной направленности.

На данный момент существует достаточное количество методик оценки эффективности деятельности предприятия. В основном исследования эффективности ограничиваются анализом ключевых показателей. Данный подход позволяет выявлять неэффективность в той или иной деятельности предприятия, но, не являясь системным, имеет общую проблему, заключающуюся в том, что находятся проблемные зоны, но не дается комплексного понимания причин проблемы и соответствующего комплексного подхода к решению проблемы.

В противоположность этим методикам, в рамках построения модели неизбежно происходят следующие процессы, оказывающие прямое и косвенное положительное влияние на эффективность деятельности предприятия

- ◆ устранение дублирования функций;
- ◆ поиск узких мест;
- ◆ выявление затратных центров;
- ◆ оценка качества выполнения отдельных операций;
- ◆ количественные показатели избыточных операций;
- ◆ поиск возможностей автоматизации;
- ◆ оценка возможности внедрения систем управления качеством;
- ◆ инвентаризация знаний;
- ◆ структурирование и систематизация информации;
- ◆ формализация и документирование знаний;

Кроме того моделирование бизнес-процессов позволяет проанализировать не только, как работает предприятие в целом, но и как оно взаимодействует с внешними организациями, заказчиками и поставщиками, а так же как организована деятельность на каждом отдельно взятом рабочем месте. Моделирование бизнес процессов это всегда верный способ выявления текущих проблем на предприятии и предвидения будущих. Как результат глубокий системный анализ работы предприятия в 90% случаев ведет к улучшению эффективности работы.

Влияние протекционистских мер на конкурентные позиции фирмы на рынке высокотехнологичной продукции

Колецкая Е.А., Володин С.В., Гудкова Т.И.

МАИ, г. Москва

В политике протекционизма со стороны государства наиболее часто применяются явные мероприятия – введение таможенных тарифов и неявные – субсидирование на различных фазах жизненного цикла высокотехнологичной программы и проекта. Основные особенности мер протекционизма известны из экономической теории.

К позитивным последствиям можно отнести поддержку новой или стратегически важной отрасли на фазе ее зарождения и роста, побуждение к замещению импорта со стороны отечественных производителей в краткосрочном периоде.

К негативным особенностям относится перекладывание бремени поддержки неэффективных производителей на государство и в конечном итоге на отечественных потребителей. В долгосрочном периоде возможна потеря конкурентоспособности зрелых отраслей в случае открытия внутренних рынков или попытки выхода на внешние. Введение протекционистских мер также может стать поводом для взаимных обвинений производителей в недобросовестной конкуренции и судебных разбирательств на международном уровне.

Моделируется ситуация в зрелой отрасли, подверженной сильному влиянию отраслевых стандартов: продукция конкурентов однородна, структура их издержек близка. Поэтому стратегии ценообразования также являются сходными, а потребители не отдадут явного предпочтения продукции какого-либо из производителей. Кроме этого предполагается независимое принятие фирмами стратегических решений (отсутствие сговора). Примером может служить ситуация в области производства гражданских самолетов крупными международными корпорациями. Рассмотрено влияние применения мер протекционизма на конкурентоспособность продукции при различной степени ее государственной поддержки. В качестве одной из групп показателей, оказывающих прямое влияние на конкурентоспособность продукции, рассмотрены критерии инвестиционной эффективности высокотехнологичной программы или проекта.

Расширение ментальной модели организации с помощью сценарного планирования

Кренёва Г.В., Плонская Н.И.

МГТУ ГА, г. Москва

При разработке ментальной модели, включающей в себя: текущее и будущее положение компании на рынке; положение среди других участников рынка (позиционирование); состояние внутренних ресурсов предприятия и их ограничения - важно помнить о динамичности модели, т.е. постоянно её совершенствовать и расширять. Это очень эффективно можно сделать с помощью сценарного планирования. Формулируя стратегию, любая компания стремиться оставаться конкурентоспособной. Особенно это актуально для средне- и долгосрочной стратегии. Разработка такой стратегии осложняется изменчивостью внешней среды, влияние которой можно рассматривать как макро- и микроэкономические факторы. Их недооценка может привести к нежелательным последствиям для бизнеса.

Макроэкономические факторы включают политику, экономику, социально-культурную сферу, экологию и нормативную базу (PESTEL). Микроэкономические определяются 5ю силами М.Портера: переговорная сила покупателей, поставщиков, текущий уровень конкуренции, угроза появления новых участников конкуренции, угроза появления товаров-заменителей. Исследование этих факторов важно не только на текущий момент, но и на перспективу, что является богатым источником данных для применения метода сценарного планирования. Метод был разработан в 1960е гг. нефтяной компанией Royal Dutch Shell. Он отличается от прочих видов планирования (экстраполяция, анализ чувствительности, компьютерное моделирование) тем, что позволяет учесть качественные параметры внешней среды, а также экспертные оценки. Всё это способствует снижению непредсказуемости внешней среды и выработке адекватной стратегии.

За последние 50 лет в рамках этого метода сформировалось 3 научные направления (школы). Интуитивная логика (Голландия) подразумевает мозговой штурм, качественные методы исследований внешней среды, опрос экспертов и дисциплинированную интуицию. PMT (probabilistic modified trends) (США) основана на широком применении математических моделей и теорий (теория вероятности, метод Монте-Карло, экстраполяция), смоделированных на ЭВМ. La Prospective (Франция) сочетает в себе методы интуитивной логики и PMT.

Независимо от применяемой методологии вышеуказанных школ, сценарии разрабатываются согласно определенной логике: выявить ключевые неизвестные параметры внешней среды, которые максимально влияют на деятельность компании; исследовать внешнюю

среду, создав базу данных различных событий; провести «айсберг» - анализ, т.е. выделить из цепочки событий тренды, определить базовые явления, лежащие в основе этих трендов; сформировать кластеры на основе базовых явлений, выявив движущую силу каждого кластера; создать сценарии с учетом правдоподобности и совместимости составляющих их событий; протестировать текущую позицию компанию по отношению к полученным сценариям. Результаты теста укажут на слабые места в организации деятельности компании, а также помогут выработать стратегию дальнейшего развития с учетом грядущих изменений внешней среды. Применение сценариев расширит границы традиционной ментальной модели организации, что позволит ей оставаться успешной и конкурентоспособной.

Оптимизация стратегии товарно-сбытовой адаптации авиационной техники к динамике рынка

Милоданова Ю.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время отечественный вертолётный парк характеризуется малой долей новых и модернизированных вертолетов, низкими темпами работ по модернизации и созданию новых образцов, физическим износом и моральным старением, а также весьма ограниченным объёмом закупок новых вертолетов. По данным на 2009 г. в авиации Министерства обороны (МО) и других Федеральных ведомств из 1443 вертолётств, 1380 (95,6%) составляют устаревшие, 37 ед. (2,6%) – модернизированные и только 25 ед. (1,8%) – новые.

С целью решения проблемы оптимизации товарно-сбытовой адаптации к рыночным условиям вертолетного парка России в ходе работы поставлены задачи: 1) проанализировать конкурентной среды, 2) определить возможности и ёмкость рынка отечественных вертолетов, 3) разработать и оптимизировать товарно-сбытовую стратегию адаптации авиационной техники к нестабильным условиям внешней среды.

Основными потребителями вертолетных услуг в России являются предприятия нефтегазового комплекса (НГК) на долю которых приходится более половины физического налета вертолетов. Соответственно, условия выполнения перевозок в интересах этих заказчиков будут во многом определять структурные изменения в перспективном парке вертолетов.

Для решения поставленных в статье задач использованы методы статистического и качественного анализа, а так же инструменты стратегического маркетинга. На основе методологии декомпозиции показана зависимость объема спроса финального изделия (летательного аппарата) от качества комплектующих изделий (в данном контексте -

двигателей). В ходе исследования проведён SWOT и PEST анализы мирового рынка вертолетов на базе которых определены перспективные возможности продвижения многоцелевых вертолётов среднего класса.

Указаны требования, которым необходимо следовать при разработке стратегии адаптации перспективных авиационных комплексов всех классов и назначений. Разработана концепция товарно-сбытовой оптимизации стратегии адаптации продукции авиационно-промышленных предприятий в условиях нестабильной внутренней и внешней среды.

Важно отметить, что представленная товарно-сбытовая стратегия адаптации предназначена для целей стратегического планирования и должна уточняться при проработке конкретных проектов с учетом их конкурентоспособности на различных сегментах рынка.

Формирование показателя полезности в стоимостной модели авиационного комплекса военного назначения

Михайлов К.Е., Лазников Н.М.

МАИ, г. Москва

Целью стоимостно-ориентированного управления компанией является увеличение ее стоимости. Часть стоимости зависит от степени удовлетворенности покупателей – потребителей конечного продукта. Конечным продуктом проекта по созданию авиационного комплекса военного назначения (АК ВН), является сам АК, удовлетворяющий военно-техническим и военно-экономическим требованиям. Совокупность всех требований, предъявляемых к АК (в том числе и заданных тактико-техническим заданием), характеризует его ценность с точки зрения заказчика. Следовательно, приоритетом компании-исполнителя проекта является повышение этой ценности АК.

Разрабатываемая стоимостная модель АК ВН является моделью конечного продукта и учитывает технические и экономические требования, предъявляемые к образцам авиационной техники военного назначения (АТ ВН). Показатель полезности (ПП), входящий в стоимостную модель, интегрирует показатели технических требований (ТТ). Численное значение ПП говорит о степени совершенства или несовершенства продукта, характеризуемого соответствием полученных результатов относительно заданных. Метод определения полезности образца АТ ВН основан на теории потребительского выбора, где базисом выступает анализ кривых безразличия. Функция полезности представляет собой формулу общей полезности, соответствующую набору ТТ, предъявляемых к образцу АТ. Таким образом, целевым назначением ПП является максимизация полезности образца АТ за счет увеличения его предельной полезности, то есть – повышение ценности

конечного продукта. Это в свою очередь, определяет практическую значимость ПП. Являясь образом конечного продукта, с самого первого этапа реализации проекта, ПП задает уровень технического совершенства продукта. А стремление превзойти этот уровень (повысить ценность продукта) способствует «вытягиванию» инновационных решений. В конечном итоге стоимостная модель АК позволит определить не только полезность решений, но и их экономическую эффективность.

Точно описать влияние одного ТТ на другие в связи со сложностью и многогранностью технических систем и физических процессов представляется весьма проблематичным. Поэтому неформализованной частью метода формирования ПП является экспертная оценка. В качестве математического аппарата для описания и оценки зависимости величины ПП от величин вкладов каждого ТТ (значимости) и их показателей используется регрессионный и корреляционный анализы. Процессы проведения экспертной оценки и наработки статистических данных, апробация модели полезности АТ ВН являются следующими этапами работ по формированию ПП.

Метод оценки инновационной активности авиационного предприятия

Моцкало Д.В.
МАИ, г. Москва

На сегодняшний день нет четких критериальных подходов к выделению инноваций, а так же оценке их влияния на деятельность предприятия. Это особенно важно для авиационных предприятий, в которых инновации являются одним из решающих факторов их современного развития. Ниже предложен новый подход к решению этой проблемы.

В отечественной практике термин «инновация» прочно ассоциируется с новым или улучшенным продуктом, приносящим определенную экономическую (или любую другую) выгоду. По сути, отечественная практика базируется на понятии «инновации» как товара. Данный базис («инновация» - продукт) не совсем верен. Более правильным является позиция западных ученых к понятию «инновация», описанная в «Руководстве Осло», где «инновация» воспринимается как процесс введения нового продукта в употребление. Это предположение кардинально меняет, все возможные подходы к оценке инновации. Считаю, что в рамках данного восприятия, «инновацию» необходимо оценивать с помощью динамических моделей, со всеми структурными построениями и характеристиками параметров таких моделей (точные оценки, отклонения и т.д.).

Для выработки настоящих моделей, целесообразно рассматривать «инновацию» в контексте рассмотрения жизненного цикла (ЖЦ) инновационных продуктов, при этом необходимо, детерминировать понятие инновационного продукта. В рамках исследования необходимо выделить на каждом этапе ЖЦ собственные показатели эффективности «инновации», а далее системно подойти к свертке этих показателей в один или несколько релевантных критериев. Жизненный цикл следует делить на 7 основных этапов: Идея, Разработка, Внедрение, Ввод продукта на рынок, Рост, Зрелость и Упадок. На каждом из этих этапов будут формироваться свои критерии эффективности, а так же показатели риска инновационной деятельности. Особенностью данной системы следует выделить влияние оценок, полученных на ранних этапах, на последующие показатели. Фактически каждый новый этап будет корректировать оценку эффекта инновации. Это позволит построить и оценить эффективность процесса инновации, с оценкой доверительных интервалов, показывающих разброс исходов инновационной деятельности для предприятия.

Важно заметить, «инновация» несет в себе не только прямое, но и косвенное (скрытое) воздействие на предприятие, это те навыки, умения знания, которые получают работники предприятия и которые применяют в операционной деятельности. Настоящий аспект должен анализироваться с помощью корреляционно-регрессионного анализа показателей эффективности подразделений предприятия, соприкасающихся с процессом инновации. Данный эффект следует рассматривать, даже в случаях, когда предприятие уже отказалось от использования инновационного продукта.

Применение сценарного планирования для разработки стратегии развития низкотарифной авиакомпании в РФ

Плонская Н.И.

МГТУ ГА, г. Москва

Для иллюстрации метода сценарного планирования была выбрана российская низкотарифная авиакомпания. При разработке сценариев, были проведены следующие исследования: анализ макро- и микрофакторов внешней среды (методы PESTEL и 5 сил Портера), анализ внутрифирменной среды (методы SWOT и цепочка ценностей).

Результатом явился большой набор событий, которые, в свою очередь, подверглись «айсберг»-анализу и были классифицированы на неизвестные и predetermined события.

Предопределенными событиями были выбраны: вступление РФ во Всемирную торговую организацию (WTO), введение схемы торговли квотами на выбросы в атмосферу диоксида углерода (ETS).

Неизвестными параметрами явились: инерция авиационных властей на потребности авиабизнеса и изменения на рынке авиационных услуг или же полная поддержка и протекционизм отечественным авиапредприятиям.

На базе указанных допущений было разработано 4 сценария будущего развития событий внешней среды. Каждый из сценариев включает в себя predetermined события и по одному неизвестному параметру. Сценарии удовлетворяют критерию правдоподобности и логической совместимости событий, составляющих сценарий. Ни один из сценариев будущего не является только благоприятным или только неблагоприятным для деятельности авиакомпании, что также является критерием качества созданных сценариев.

Далее каждый из сценариев проанализирован по критерию «риск – прибыль», рассмотрены особенности каждого сценария (благоприятные и негативные факторы), а также ключевые факторы успеха и трудности, с которыми может столкнуться низкотарифная авиакомпания.

В результате сценарного планирования для низкотарифной российской авиакомпании было разработано 2 жизнеспособные стратегии на средне- и долгосрочную перспективу, а также сделано 2 важных вывода по поводу функционирования данной бизнес-модели в условиях российского авиатранспортного рынка.

Учет действия факторов риска в процессе эксплуатации элементов наземной инфраструктуры космических проектов

Побирухина Е.В., Журавский В.В., Недбайло Н.Ю.

МАИ, Университет РАО, г. Москва

Совершенствование наземной инфраструктуры космических проектов в направлении повышения ее экологической чистоты следует считать одной из самых важных задач современного этапа космической деятельности. Для оценки соответствующих рисков могут применяться различные методы. Многие из них уже реализованы на уровне процедур, используемых в автоматизированных системах поддержки принятия управленческих решений. Однако технико-экономические и эколого-экономические составляющие таких процедур часто методически не объединены, что снижает точность соответствующих экономических оценок.

С целью решения указанной проблемы выполнено исследование, направленное на разработку системы, обеспечивающей возможность обоснования показателей надежности природоохранных технологий, используемых при эксплуатации оборудования, входящего в состав наземной инфраструктуры космических проектов.

Разработана экономико-математическая модель, позволяющая минимизировать совокупные издержки процесса эксплуатации указанных систем, обусловленные одновременным действием технических и экологических рисков. С использованием этой модели, реализованной на уровне пакета компьютерных программ, произведена оценка и выполнено обоснование величины эксплуатационных затрат, позволяющих максимально снизить нагрузку на бюджет проекта с учетом необходимости компенсационных выплат за причиненный проектной деятельностью экономический ущерб от загрязнения окружающей природной среды.

В настоящее время выполняется исследование, направленное на интеграцию данной модели в обобщенную модель управления рисками космических проектов.

Анализ и диагностика причин кризиса на предприятиях авиационной промышленности

Панагушин В.П., Лютер Е.В., Семенов П.Н., Иванисов В.Ю.,
Гусарова Ю.В.
МАИ, г. Москва

Рассматривается оригинальный авторский метод предупреждения экономических кризисов на предприятиях авиационной промышленности. Предложенный подход позволяет определить вид деятельности предприятия, приводящий к возникновению убытков и влияющий на ухудшение финансово-экономического состояния предприятий. Основа метода заключается в сравнении показателей рентабельности деятельности предприятия со средними показателями по отрасли и расчете налоговой отдачи от деятельности предприятий, имеющих признаки ухудшения финансово-экономического состояния. Эффективностью предложенного метода является расчет выпадающего дохода из бюджета субъектов Российской Федерации.

Современное состояние российской промышленности требует разработки эффективных методов антикризисного управления, основой которых должен быть непрерывный мониторинг основных показателей функционирования предприятий. За последние годы по-прежнему продолжается рост числа убыточных предприятий в промышленности. Убыточные предприятия тормозят развитие экономики, неэффективно используя земельные и энергетические ресурсы, кроме того, представляют “питательную среду” для недружественных поглощений и захватов, а также служат удобной формой прикрытия для теневой экономики. Поэтому в настоящее время возникает потребность в разработке оперативных методов анализа финансово-экономического состояния предприятий промышленности с учетом отраслевой

принадлежности. При этом решение проблемы сокращения числа убыточных и низкорентабельных предприятий также является особо важным для пополнения бюджетов всех уровней.

Для текущего мониторинга финансово-экономического состояния авиационных предприятий нами предлагается экономический механизм установления вида убыточной деятельности и причин кризисных ситуаций на авиационных предприятиях по данным бухгалтерской отчетности.

Одним из итогов применения экономического механизма диагностики низкорентабельных и убыточных промышленных предприятий является выявление предприятий, для которых непосредственными причинами низкой рентабельности и убыточности становится инновационная деятельность: модернизация технологических процессов, перепрофилирование, организация производства импортозамещающей продукции, обновление активной части основных фондов, создание новых рабочих мест и др., то есть тех предприятий, которые могут обосновать временные низкую рентабельность и убытки инновационным характером своей деятельности.

Предлагаемый подход к диагностике низкорентабельных и убыточных промышленных предприятий позволит определить «узкие места» функционирования предприятия для разработки мероприятий по устранению кризисных ситуаций.

Своевременная диагностика причин неэффективной деятельности предприятий авиационной промышленности позволит экономически несостоятельным предприятиям разработать программу финансового оздоровления, направленную на ликвидацию конкретных причин убыточности.

Исследование методологических основ финансовой устойчивости научекоемких космических проектов

Силантьева Е.А., Зуева В.В., Корунев С.С.

МАИ, г. Москва

Целью работы являлось исследование методов диагностики финансового состояния научекоемких космических проектов и методологических основ определения зон устойчивости проектов.

На практике при разработке проектов существуют два основных подхода к учету факторов риска и неопределенности. Первый из них связан с предварительным упорядочением сценариев развития проекта и выбором на этой основе «стартового» варианта, тогда как факторы неопределенности учитываются при формировании параметров этого сценария. При этом следует ориентироваться на умеренно-пессимистические значения параметров, предусматривая разного рода

резервы (включая и финансовые). Второй подход использует эти стартовые оценки для управления рисками при разработке мероприятий по уменьшению их в ходе реализации проекта.

Таким образом, процесс диагностики состояния проекта является комплексным, его важность состоит не только в необходимости исследования рисков, но и в разработке и стоимостной оценке мер борьбы с выявленными рисками устойчивости проекта.

Для оценки устойчивости и эффективности проекта в условиях неопределенности предлагается использовать следующие методы: укрупненную оценку устойчивости; расчет уровней безубыточности; метод вариации параметров; оценку ожидаемого эффекта проекта с учетом количественных характеристик неопределенности.

Методы, применяемые для анализа состояния проекта, его устойчивости можно разделить на качественные и количественные.

Качественный анализ проводится на стадии разработки, обязательное предварительное комплексное исследование наукоемкого проекта позволяет подготовить информацию для начала работы над его рисками. В процессе качественного анализа важно исследовать причины их возникновения и факторы, способствующие их динамике.

При определении количественной оценки риска устойчивости используется несколько методов: статистический метод оценки; метод экспертных оценок; использование аналогов; комбинированный метод.

Исследование широкого спектра инструментов, используемых при анализе устойчивости проектов и их рисков, позволило определить их возможности, преимущества и недостатки. Результатом работы стала разработка принципов определения зон устойчивости и выбора показателей устойчивости наукоемких проектов в аэрокосмической сфере деятельности, включая финансовую устойчивость.

Сравнительный анализ и выбор моделей управления инновационными проектами ракетно-космической промышленности

Василевский В.В., Лисина М.А., Маклакова Н.Е., Кисиленко А.А.,
Смирнова С.А., Филиппа А.П.
МАИ, г. Москва

Мировой экономический кризис 2008-2009 года осложнил реализацию поставленных целей, привел к сокращению расходов частного бизнеса на инновации и обострил структурные слабости российской инновационной системы. Решение задач посткризисного восстановления, ускорения перехода на инновационный путь развития будет проходить в условиях воздействия на Россию ряда внешних и внутренних вызовов, с одной стороны осложняющих достижение

поставленных целей, с другой стороны диктующих необходимость еще большей интенсификации усилий по решению накопленных в российской экономике и инновационной системе проблем.

Ключевым из таких внешних вызовов в части инновационного развития является ускорение технологического развития мировой экономики в целом и аэрокосмической промышленности в частности. Дополнительные сложности с ответом на данный вызов у России возникают в связи с тем, что перспективные в плане инновационного развития и повышения доли высокотехнологичного производства в ВВП сектора оказались в числе наиболее пострадавших от кризиса. При этом перспективы улучшения ситуации в ракетно-космической промышленности связано в значительной степени с целенаправленной модернизацией. В 2009-2011 годах в целом удалось сохранить бюджетную поддержку на приемлемом уровне, но ее недостаточно для повышения глобальной конкурентоспособности и экспансии на внешние рынки. Необходима эффективная коммерциализация космической деятельности.

Одним из инструментов инновационного развития и коммерциализации космической деятельности России является использование результатов космической деятельности (РКД): дистанционного зондирования земли, связи и передачи данных, навигационного, топогеодезического и метеорологического обеспечения. В связи с этим реализация проектов использования РКД, в том числе и двойного назначения, является сложной научно-технической и организационно-экономической задачей, требующей для своего решения разработки соответствующей методологии.

В рамках настоящей работы проведен сравнительный анализ, обоснован выбор методов оценки качества РКД и моделей управления проектом использования данных дистанционного зондирования земли с использованием средств аэрокосмического мониторинга в интересах региональных потребителей с учетом их требований и имеющихся ограничений.

Кадровый потенциал предприятий авиационной промышленности: проблемы и пути их решения

Чемерисова А.В.
МАИ, г. Москва

После распада СССР в условиях реформирования авиационной промышленности (АП) России, резкого сокращения финансирования государственного заказа, бурного развития зарубежных технологий и ужесточения конкуренции на внешнем рынке на предприятиях АП продолжают развиваться и усугубляться такие отрицательные явления

как старение основных фондов, старение кадрового потенциала и скрытой безработицы, большой процент неэффективно используемых и незагруженных мощностей. В наиболее критическом положении находится интеллектуальный капитал АП, который формирует потенциал экономического роста, определяет уровень жизни, обеспечивает мировое лидерство, служит показателем стратегического уровня экономической мощи страны, ее национального статуса.

Утрата уникальных научных направлений и промышленных технологий в связи с отсутствием финансирования и убыли квалифицированного производственного персонала в другие сферы деятельности является одним из негативных последствий падения объемов производства.

В силу перечисленных выше экономических и политических причин на предприятиях АП сложилась критическая ситуация в сфере привлечения, подготовки, продвижения и закрепления молодых кадров. Невостребованность высококвалифицированного персонала, низкий уровень и задержки заработной платы привели к невосполняемому ослаблению кадрового потенциала отрасли. С 2000 г. по 2007 г. количество работающих на серийных предприятиях отрасли сократилось в 1,9 раза, а в конструкторских и научных организациях - в 2,1 раза. Средний возраст работающих на предприятиях близок к 52 годам. Притока молодых кадров практически нет. Часть накопленного опыта и знаний без своевременной передачи молодому поколению будет утеряна.

Таким образом, одной из основных стратегических задач развития АП России является задача проведения кадровой политики, обеспечивающей сохранение высокой квалификации кадров в отрасли, их преемственность и улучшение возрастной структуры, которая может быть осуществлена, прежде всего, при условии оказания необходимой государственной поддержки предприятиям АП. Предприятиям необходимо внедрять и эффективно использовать методы производственного планирования, развивать систему гибких производственных мощностей. Назрела необходимость централизованной подготовки кадров в промышленности, предусматривающей восстановление сети учебных заведений (ПТУ) на качественно новом уровне, создания советов молодых ученых и специалистов.

Задача распределения инвестиций, выделяемых на реструктуризацию наземного космического комплекса

Наумов А.В., Иванов С.В.

МАИ, г. Москва

В настоящее время актуальной является задача реструктуризации предприятий и структур аэрокосмической отрасли России. Основу, обеспечивающую пуски ракет, управление космическими группировками, поддержание инфраструктуры, необходимой для развития и эффективного использования продуктов и систем аэрокосмической отрасли, составляют наземные космические комплексы.

Предлагается математическая модель для распределения инвестиций, выделяемых на реорганизацию структуры наземного космического комплекса. Данная модель основана на двухэтапных двухуровневых задачах стохастического программирования с квантильным критерием.

На качество работы наземных космических комплексов существенно влияют многие неопределенные и случайные факторы. В предлагаемой модели случайным является спрос на продукцию аэрокосмической отрасли. Квантильный критерий используется для адекватного учёта риска. По сути, квантильный критерий — это уровень потерь при реализации проекта, непревышение которого гарантируется с заданной вероятностью.

Процесс принятия решения в данной модели имеет двухэтапный характер. На первом этапе определяется объём инвестиций, выделяемых в развитие различных отраслей производства наземного космического комплекса. На втором этапе в зависимости от реализации случайного спроса на продукцию определяется оптимальная цена на произведённую продукцию.

Участие на рынке конкурента моделируется при помощи двухуровневой задачи оптимизации. Модель предполагает участие на рынке двух игроков: лидера (государства, владельца наземного космического комплекса) и последователя (иностранных конкурентов, производящих аналогичную продукцию). Последователь в зависимости от цены, установленной лидером, выбирает свою цену на продукцию.

Проведен анализ данной модели. Получены аналитические выражения для оптимальной цены на продукцию лидера и последователя в зависимости от стратегии первого этапа и реализации случайного спроса. Получен явный вид критериальной функции задачи второго этапа. Данное обстоятельство позволило в скалярном случае (в случае одной отрасли производства) построить детерминированный эквивалент исходной задачи. Приводится решение задачи в скалярном

случае. Обсуждаются возможные подходы к решению задачи в общем случае.

Отраслевые особенности построения прогноза динамики котировок фондового рынка на примере аэрокосмической отрасли

Тузикова Е.С.

ВШЭ, г. Москва

В современных условиях нередко показателем успешности компании в настоящем и будущем служит динамика котировок ее акций на фондовом рынке. В то же время, очевидно, что подобный критерий не может быть одинаково применим к любой компании. На адекватность его использования влияют различные факторы. Одним из важнейших в этом случае является отраслевая принадлежность компании и соответствующие характеристики отрасли в целом.

Концепция справедливой стоимости исходит из возможности формирования корректной оценки компании, отражающей ее внутреннюю динамику и перспективы. В соответствии с предпосылками экономической теории - справедливая стоимость компании в любой конкретно выбранный промежуток времени с большой долей вероятности не будет соответствовать рыночной оценке стоимости компании. В то же время в целом для рынка характерна тенденция изменения котировок акций компаний в сторону приближения к их справедливой стоимости.

Отраслевая принадлежность компании также является одним из ключевых факторов, определяющих возможность и особенности применения концепции справедливой стоимости для формирования прогноза дальнейшего изменения рыночной ситуации. Для аэрокосмической отрасли ведущую роль играют фундаментальные показатели деятельности компаний. Это предполагается самой сутью деятельности компаний, их ориентированностью на исследования и разработки, а также важностью взаимодействия с государством. Характер отрасли также определяет особенности основных (наиболее крупных) инвесторов и их влияние на деятельность компаний.

Подобная взаимосвязь обеспечивает определенный уровень сопряженности между изменениями справедливой стоимости и рыночной стоимости компаний, отличный от соответствующих показателей, характерных для всего рынка. Таким образом, более детальное рассмотрение позволяет сформулировать особенности применения концепции справедливой стоимости при построении прогноза рыночной динамики для компаний аэрокосмической отрасли в условиях активного и развитого фондового рынка. Примером рынка, в условиях которого возможно рассмотрение и практическое применение

концепции справедливой стоимости, является фондовый рынок США, который, с одной стороны, является достаточно динамичным, а с другой, достаточно репрезентативным с точки зрения представленных на нем компаний.

8. Секция «Математические проблемы в аэрокосмической отрасли»

Параметрическое исследование теплообмена и структуры течения в наклонном слое при торцевом подогреве

Емелькин А.И., Пунтус А.А.

МАИ, г. Москва

Мякшина М.Н., Полежаев В.И.

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва

Конвекция и теплообмен в наклонном слое при наличии продольного градиента температуры (случай подогрева слоя с торца) изучены гораздо меньше, чем в случае наклонного слоя при поперечном подводе тепла. Однако, этот случай также интересен для теории тепловой конвекции и имеет прикладное значение (конвекция при выращивании кристаллов в горизонтальной “лодочке”, подогреваемые снизу вертикальные слои в шахтах, захлаживание скважин, адвективные течения в атмосфере, океане, астеносфере) и др. В этой работе рассматривается подогрев с торца горизонтального и подогрев снизу вертикального слоев, а также промежуточные положения, достигаемые при повороте слоя. Расчёты выполнены для чисел Рэлея, ограниченных значением 10^5 при разных отношениях сторон ($L/H=1, 5, 10, 30$) для нахождения типичных режимов и характеристик течения и теплообмена. В качестве отправного при увеличении длины слоя, а также для тестов рассматривался также случай квадратной области при разных углах наклона. Даже сегодня здесь обнаруживаются интересные особенности, обусловленные взаимодействиями конвективных механизмов различной природы. Основное внимание уделено выявлению параметров, при которых реализуются экстремальные значения теплообмена и физической интерпретации особенностей структуры течения и теплообмена, которые приводят к экстремальным эффектам.

Расчеты выполнены на основе Сетевой Компьютерной Лаборатории ИПМех РАН. Дано сопоставление с результатами, полученными с помощью компьютерной лаборатории COMGA (Convection in MicroGravity and Applications).

**Спектральный метод анализа стохастических систем управления
при импульсных воздействиях, образующих непугассоновские
потоки событий**

Кожевников А.С., Рыбаков К.А.
МАИ, г. Москва

Целью работы является развитие спектральных методов анализа систем управления – применение спектральной формы математического описания к задаче вероятностного анализа систем управления со случайным периодом квантования. Особенность подобных систем состоит в наличии импульсных воздействий, порождающих скачки траекторий в случайные моменты времени. Источников таких сигналов в системе может быть несколько, они могут обладать различными характеристиками, описывающими интервалы времени появления импульсов и величины скачков.

Применение спектральной формы математического описания к системам управления со случайным периодом квантования рассматривалось и ранее, но только для систем в условиях пуассоновского характера потоков квантования и их статистической независимости. В данной работе рассматривается применение спектральной формы к классу систем, который характеризуется более сложным характером потоков квантования и статистической связью между ними. Это позволяет рассматривать стохастические системы управления, допускающие разрывы траекторий в случайные моменты времени, интервалы между которыми могут описываться не только пуассоновским законом распределения, но и другими, например, эрланговскими, а также более сложными.

В работе сформулирована постановка задачи анализа систем управления со случайным периодом квантования, согласно которой по заданной модели системы управления, описываемой стохастическими дифференциальными уравнениями Ито, законами распределения интервалов времени между моментами, в которые происходят разрывы траекторий, и величины скачков, начальной плотности вероятности вектора состояния требуется найти плотность вероятности вектора состояния в любой момент времени.

Известно, что плотность вероятности вектора состояния систем управления со случайным периодом квантования равна сумме компонент, удовлетворяющих системе интегро-дифференциальных уравнений типа уравнений Колмогорова–Феллера или обобщенных уравнений Фоккера–Планка–Колмогорова. Для решения задачи анализа, т.е. для нахождения плотности вероятности вектора состояния, разработан алгоритм на основе спектральной формы математического описания. Ее применение позволяет свести систему интегро-

дифференциальных уравнений к системе линейных алгебраических уравнений относительно коэффициентов разложения искомой плотности вероятности по некоторой полной ортонормированной системе функций. В результате решение задачи анализа может быть найдено в явной форме.

Разработка управляющей программы для кинематической системы машины скоростной лазерной резки

Комов В.Г., Третьякова О.Н.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы была разработка программного обеспечения для системы управления многокоординатной машиной скоростной лазерной резки.

Любая машина скоростной лазерной резки представляет собой промышленный технологический комплекс, обеспечивающий обработку различных по физическим свойствам материалов, выполняет высокоточную резку заготовок, которые используются в различных отраслях промышленности, в том числе и аэрокосмической. Основными элементами машины является координатный стол, на котором размещается заготовка, лазер, контроллер, компьютер. Простые кинематические системы, где координатный стол имеет одну или две степени свободы, не позволяют достигать высоких скоростей резки. При увеличении скорости резки с использованием простых систем сильно ухудшается качество выполнения заготовок. Для увеличения скорости резки необходимо увеличивать мощность двигателей, а это ведет к росту массы установки и энергозатрат.

Для решения этой проблемы предлагается рассматриваемая в данной работе проектируемая промышленная установка, которая включает в себя систему с параллельной кинематикой. В ней относительно основного массивного координатного стола, в плоскости параллельной его поверхности перемещается легкий дополнительный координатный столик, который может совершать перемещения с большими ускорениями. Это обеспечивает необходимую точность подведения заготовки к требуемой точке, т.к. позволяет быстро ускорить и затормозить дополнительный столик. Кроме того, такая кинематическая система машины скоростной лазерной резки обеспечивает снижение затрат электроэнергии, т.е. делает установку экономичной в процессе эксплуатации при внедрении ее в массовое производство для раскроя заготовок.

В работе был предложен алгоритм синхронного управления подобными машинами, в основу которого положено моделирование относительного движения основного и дополнительного координатных

столов установки. Создана управляющая программа, реализующая данный алгоритм. Программа написана на языке С#, контролер работает с использованием G- кодов, обеспечивается передача управляющих команд от компьютера к контроллеру. Программа используется при проектировании машины с параллельной кинематикой для лазерной резки в ООО НПЦ «Лазеры и аппаратура ТМ».

Задача прогнозирования движения спутника по высокой эллиптической орбите

Краснухин А.А., Пунтус А.А.
МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается решение задачи прогнозирования движения спутника по высокой эллиптической орбите. Особенностью такой орбиты является то, что высота в апогее сильно превышает высоту в перигее. Спутники, использующие высокие эллиптические орбиты двигаются с очень высокой скоростью в перигее, а затем сильно замедляются в апогее. Когда космический аппарат находится близко от апогея, у наземного наблюдателя создаётся впечатление, что спутник почти не двигается в течение нескольких часов, то есть его орбита становится квазигеостационарной. Точка квазигеостационара может быть расположена над любой точкой земного шара. Это свойство используется в северных и южных широтах сильно удалённых от экватора.

Для прогнозирования движения спутника применяется математическая модель движения, основанная на модели соответствующего геопотенциала и стандартной модели атмосферы, с учетом притяжения Луны и Солнца и с учетом светового давления. Расчет ведется в абсолютной системе координат.

В математической модели движение по высокой эллиптической орбите описывается системой дифференциальных уравнений в геоцентрической прямоугольной инерциальной системе координат. Приводится соответствующий вид системы дифференциальных уравнений. Начальными условиями для интегрирования системы дифференциальных уравнений являются вектор скорости, и вектор координат абсолютной системе координат. Для численного интегрирования системы дифференциальных уравнений по известным начальным условиям движения космического аппарата в качестве основного метода интегрирования применяется метод Адамса, а в качестве вспомогательного для расчета разгонных точек метода Адамса и для расчета положения изделия на произвольный момент времени используется метод Рунге-Кутты. То есть, сначала рассчитываются разгонные точки методом Рунге-Кутты. Затем начинается основное

интегрирование системы дифференциальных уравнений методом Адамса. На каждом шаге вычисляется значение правых частей системы дифференциальных уравнений по приведенным выше формулам в абсолютной системе координат, после чего переводится в гринвичскую систему координат. Интегрирование ведется с шагом в шестьдесят секунд. Кроме того, вычисляются координаты, и скорости на начало каждого витка, для этого применяется интерполяция методом Адамса четвертого порядка. Данная методика позволяет получить прогноз движения спутника с высокой точностью на достаточно большой промежуток времени.

Исследование моделей турбулентности для анализа термогазодинамических процессов в элементах солнечных батарей

Кудимов Н.Ф., Третьякова О.Н.

МАИ, г. Москва

Рассматривается, как и в предыдущих работах [1,2], солнечная батарея, установленная на объекте, движущемся с дозвуковыми скоростями в наземных условиях. Реальным техническим приложением является автомобиль, на поверхности которого закреплены солнечные батареи, являющиеся источниками энергии, заменяющими двигатель внутреннего сгорания. В работе [1] показано, что в зонах отрыва потока происходит неэффективный теплоотвод. Для улучшения охлаждения предлагается каким-то способом турбулизовать поток для повышения эффективной теплопроводности, поэтому становится актуальной задача анализа турбулентных потоков с помощью различных моделей турбулентности.

Для анализа теплообмена в элементах солнечных батарей была решена сопряженная задача, состоящая из расчета радиационно-кондуктивного теплообмена в элементе солнечной батареи и расчета газодинамического течения вблизи поверхности солнечной батареи с использованием различных моделей турбулентности (Spalart-Allmaras, k- ϵ , SST, RSM, Sebeci-Smith, Baldwin-Lomax).

Анализ проведенных численных экспериментов позволил сделать выводы о целесообразности применения той или иной модели.

Литература:

Vinnichenko N., Uvarov I., Znamenskaya I. Analisis of convective flow on solar cells cooling.// ISFV14 – 14th International Symposium on Flow Visualization June 21-24, 2010, EXCO Daegu, Korea

Кудимов Н.Ф., Третьякова О.Н Математическое моделирование радиационно-кондуктивного теплообмена в элементах солнечных батарей в условиях конвективного теплопереноса. // В сб.: 9

Моделирование течения, теплообмена и гистерезисных явлений в наклонных слоях

Лебедев М.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача о конвекции и теплообмене в наклонных слоях при потоке тепла направленном поперек слоя. В зависимости от угла наклона здесь действует два механизма тепловой гравитационной конвекции, соответствующие двум предельным случаям: равновесие возможно, но может быть устойчивым или неустойчивым (подогрев снизу), и равновесие невозможно (подогрев сбоку). При этом многоячейковая структура течения, типичная для релей – бенаровского механизма конвекции, сменяется глобальной подъемно – опускной структурой. Эта смена структур является следствием конвективного взаимодействия и имеет гистерезисный характер: течение и теплообмен в одном из направлений не совпадает с теплообменом в обратном направлении. Несмотря на большое количество работ по наклонным слоям, сведения о гистерезисе при различных отношениях слоя немногочисленны.

В данной работе продолжаются параметрические исследования конвекции и теплообмена в наклонном слое без предположения о периодической структуре вдоль слоя, что позволяет исследовать влияние отношения сторон слоя. Основное внимание уделяется определению влияния отношения сторон слоя, в том числе построению диаграмм характерных режимов число Грасгофа – отношение сторон при разных углах наклона.

Рассмотрена зависимость угла наклона, при котором происходит перестройка течения, от числа Прандтля (угол изменялся от 0 градусов до 180, затем в обратном порядке от 180 до 0 градусов с шагом 15). Получены локальные и средние числа Нуссельта для различных чисел Прандтля (0,71; 1,74; 7; 13,5; 43,9). Полученная зависимость числа Нуссельта от угла наклона оказалась неоднозначна. В ходе работы наблюдались два режима: ячеистый и вихревой, а так же наблюдалось неустойчивое (седловое) состояние. Показано, что оба режима приводят к увеличению теплопотока по сравнению с молекулярным, соответствующим плоскопараллельному течению. Ячеистый режим обеспечивает значительно более интенсивный теплоперенос, чем вихревой. В итоге четко наблюдается переходный характер этого явления гистерезисного типа, которое приводит к близкой по

отношению к начальной, структуре конвекции и числу Нуссельта, отличающемуся при противоположном вращении от исходного.

Расчеты получены с помощью компьютерной лаборатории COMGA и программы D.

Методы нейросетевого моделирования при решении типовых задач гидродинамики

Леонов С.С., Пунтус А.А.

МАИ, г. Москва,

Васильев А.Н.

СПбГПУ, г. Санкт-Петербург

Целью данной работы является проверка эффективности методов нейросетевого моделирования при решении типовых задач гидродинамики.

В первой задаче рассматривается течение (течение Куэтта) несжимаемой жидкости в горизонтальном слое заданной толщины, нижняя граница которого неподвижна, а верхняя движется с постоянной горизонтальной скоростью, направленной вдоль оси абсцисс. Ось ординат направлена вертикально вверх. Ищется стационарное решение, то есть производная по времени равна нулю. Считается также, что задача плоская. Более того, течение горизонтально. Отсутствует также горизонтальный градиент давления.

Во второй задаче рассматривается течение жидкости в слое заданной толщины и заданной длины с твердыми границами под действием приложенной к краям разности давления (задача Пуазейля). Как и в предыдущей задаче, ищем стационарное решение только для компонент скорости по направлению оси абсцисс.

Процесс решения поставленных задач предусматривает реализацию следующего алгоритма:

задание области, в которой ищется решение (выделение подобластей с изменением коэффициентов, выделение участков границы с изменением типа допустимого условия);

задание операторов, входящих в уравнение, начально-краевые условия и других соотношений-ограничений;

выбор нейросетевого разложения для поиска решения (при решении используются однослойные перцептроны);

задание способа генерации тестовых точек с возможностью задания разных законов распределения этих точек в зависимости от геометрии области;

задание функционала ошибки, как характеристики качества модели; минимизация функционала ошибки в тестовых точках.

Данный алгоритм был реализован в системе Mathcad 14. Результатом работы является:

получение приближенных решений для течения Куэтта и течения Пуазейля;

получение погрешности приближенных решений рассматриваемых задач, как значение функционала ошибки;

визуальное сравнение точного и приближенного решения.

О предельных циклах в двойном осцилляторе, возбуждённых нелинейным трением

Махиянова С.Д., Пунтус А.А.

МАИ, г. Москва

В представленной научно-исследовательской работе проводится математическое моделирование двухмассового осциллятора с кусочно-нелинейным сухим трением и проводится исследование соответствующей модели, а также рассматриваются проблемы моделирования фазовых портретов двухмассового осциллятора на персональном компьютере. Метод исследования рассматриваемой математической модели состоит в аналитическом решении полученной в результате моделирования автономной системы дифференциальных уравнений, далее проводится моделирование данной системы на компьютере, затем выбирается соответствующий численный метод, составляется программа расчёта с использованием вычислительной техники и проводится реализация программного расчёта на ЭВМ. В итоге моделируются на компьютере соответствующие фазовые портреты.

В процессе выполнения данной научной работы была построена математическая модель двухмассового осциллятора с кусочно-нелинейным сухим трением, приведено аналитическое решение уравнений в двух областях. Рассмотрено аналитическое и численное моделирование данной системы на компьютере, получены в итоге данного исследования соответствующие фазовые портреты. Предельные циклы получены по следующей методике. По нажатию кнопки «Старт» программы выполняется алгоритм решения на введённом временном промежутке. После его завершения конечные значения переменных записываются в поля начальных условий, и при следующем запуске алгоритма используются как начальные условия. Таким образом, чтобы получить предельный цикл, необходимо выполнять алгоритм пока картина на фазовых плоскостях не перестанет изменяться.

Итак, в данной научно-исследовательской работе проведено аналитическое решение полученной в результате математического моделирования двухмассового осциллятора автономной системы

дифференциальных уравнений. Кроме того, в данной научно-исследовательской работе представлен метод исследования рассматриваемой математической модели двойного осциллятора, и в результате применения этого метода выполнено построение предельных циклов в таком двойном осцилляторе, возбуждённом нелинейным трением. Для реализации поставленной задачи, выполнено построение и исследование рассматриваемых предельных циклов, проведено моделирование данной системы на персональном компьютере, реализован выбор соответствующего численного метода, составлена необходимая программа расчёта, реализован расчёт на ЭВМ и получены фазовые портреты двухмассового осциллятора соответствующие различным начальным условиям и в различных рассматриваемых областях фазовой плоскости.

Математическое моделирование индикатрисы сложного излучателя

Евдокимов И.Е., Николаенко В.С., Филиппов Г.С.

МАИ, г. Москва,

Яценко Б.Ю.

НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Целью данного исследования является разработка метода и на её основе программы расчёта сложных излучателей, в которых лучистый поток от диффузных источников излучения формируется системой зеркальных, диффузных и диффузно – зеркальных отражателей с заданными оптическими характеристиками.

Разработанный метод получен на основе итерационно-зонального метода и программ, используемых в компьютерной графике для определения освещённости объектов. Он позволяет рассчитывать излучение нагретых поверхностей с учётом переотражений и определять распределение лучистых потоков в пространстве с учётом ослабления в среде.

Методика расчёта реализована в виде программы на языке Borland DELPHI. Алгоритм её проверялся при помощи вычислительной среды Mathcad. Разработанная методика даёт хорошие результаты при расчёте распределения потока лучистой энергии от геометрически сложных фигур, поверхности которых задаются в виде набора точек с координатами (X, Y, Z) .

Достоверность разработанной методики подтверждена численным и модельным экспериментом с использованием световой модели излучателя.

В численном эксперименте получено хорошее совпадение результатов вычислений по разработанной методике с данными аналитических расчётов индикатрисы, приведёнными в справочной литературе.

В модельном эксперименте проводились измерения индикатрисы осесимметричной световой модели, состоящей из диффузно излучающего кольца и системы формирования лучистого потока, выполненной в виде двух соосных зеркальных отражателей (« конус в конусе»). Получено также хорошее совпадение результатов расчёта с данными модельного эксперимента.

Результатом выполненного исследования является пакет прикладных программ, позволяющий проводить математическое моделирование сложных излучателей.

Об опыте разработки и применения интернет-технологий для организации процесса обучения физике студентов МАИ

Третьякова О.Н.
МАИ, г. Москва

Разработанная нами и используемая в течение ряда лет на кафедре физики МАИ система дистанционного обучения физике студентов технического вуза позволяет внести в организацию учебного процесса следующие элементы:

- проведение дистанционных лабораторных работ по физике,
- проведение курсовых работ по физике и дисциплинам специализации,
- проведение интернет-тестирования по курсу физики и дисциплинам специализации,
- организация самостоятельной работы студентов,
- создание электронной библиотеки учебных пособий по физике для студентов технических вузов.

При создании всех указанных разработок использована концепция уровневой дифференциации при обучении студентов вуза.

Все элементы системы представлены на образовательном сайте кафедры физики 801 Московского авиационного института по адресу: <http://www.kaf801.ru/>.

О методологии исследования динамических свойств для некоторых специальных систем

Кузьмина Л.К.
КАИ, г. Казань

Рассматриваются различные аспекты динамики и моделирования сложных систем, к которым приводят прикладные задачи механики авиационных, аэрокосмических систем, включая критические случаи систем гиостабилизации, ориентации. Для систем рассматриваемого класса в контексте постановок теории устойчивости при параметрических возмущениях (как регулярного, так и сингулярного

типа) решается задача декомпозиции, с построением системы сравнения с требуемыми динамическими свойствами (включая свойство устойчивости, оптимальности, быстродействия.). Применение метода, развиваемого в работе, ведет к универсальному алгоритму с конструированием упрощенных моделей (асимптотических приближений), соответствующих выделенному физическому параметру (физическому свойству), при сохранении качественной эквивалентности с исходной моделью (по исследуемому динамическому свойству). Определяются условия корректности упрощенных моделей (в рамках проводимой идеализации) на бесконечном интервале времени; строятся оценки областей параметров, допускающих переход к укороченным моделям с сохранением качественных свойств. При этом обобщенный подход, основанный на методологии теории А.М.Ляпунова, дает регулярные приемы редукции исходной модели, с разделением исходных переменных состояния системы на разномасштабные группы, с разделением ее степеней свободы и ее параметров на существенные и несущественные. Применительно к задачам динамики систем гиостабилизации (в постановках А.Ю.Ишлинского, Д.Р.Меркина, Б.В.Раушенбаха) строятся различные упрощенные модели и упрощенные уравнения движения; обсуждаются проблемы минимизации модели (по Н.Н.Моисееву); приводятся примеры.

Автор признателен Российскому Фонду Фундаментальных исследований за поддержку работы.

Применение стохастического квазиградиентного алгоритма минимизации интегральной квантили для оценки сверху квантильного критерия

Кибзун А.И., Чернобровов А.И.
МАИ, г. Москва

В задачах из различных сфер техники и экономики, связанных с оптимизацией распределения ресурсов, как правило, присутствуют различные случайные факторы. При построении оптимизационных задач со случайными факторами часто применяют квантильный критерий. Например, в задачах управления летательными аппаратами в качестве критерия часто используется квантиль терминальной точности, т.е. гарантированная с заданной вероятностью точность попадания летательного аппарата в заданную область.

Практическое решение задачи нахождения экстремума (минимума) функции квантили осложнено тем, что явный вид функции часто не удается найти. Существует также стохастический квазиградиентный алгоритм для решения данной задачи, который не использует явный вид

функции, однако требует ее выпуклости и выполнения ряда других труднопроверяемых условий.

Интегральная квантиль характеризует усредненные потери в неблагоприятных случаях (за уровнем квантили). Функцию интегральной квантили в явном виде также зачастую не просто найти. Однако она обладает рядом удобных свойств, в частности, легко проверить её выпуклость. Например, если целевая функция является выпуклой по стратегии, то и интегральная квантиль также является выпуклой по стратегии.

В работе рассматривается метод построения верхней оценки квантильного критерия базирующийся на решение задачи минимизации интегральной квантили. Для решения данной задачи применяется стохастическим квазиградиентным алгоритмом. Для данного алгоритма доказывается сходимость с вероятностью единица.

Такой подход для оценки квантильного критерия обладает рядом положительных свойств:

- применимость к широкому классу задач;

- не требуется выпуклость квантильного критерия;

- при уровне надежности близкой к единице, оценка сверху близка к точному значению.

В работе рассматриваются примеры, иллюстрирующие применение алгоритма, а также практические аспекты построения численных методов решения.

Разработка элементов программного комплекса для управления технологическими процессами лазерной резки

Шевченко Г.Ю., Третьякова О.Н.

МАИ, МГУПИ, г. Москва

Данная работа является продолжением цикла работ по созданию управляющих программ для автоматизации технологических процессов и создания установок для инновационных лазерных технологий. В работе [1] было описано разработанное программное обеспечение технологических комплексов для предприятия ОАО «Сапфир».

В настоящей работе представлено программное обеспечение для управления лазерным технологическим оборудованием с числовым программным управлением (ЧПУ), которое было разработано для ООО НПЦ «Лазеры и аппаратура ТМ». ЧПУ представляет собой компьютеризованную систему управления, считывающую инструкции специализированного языка программирования, в нашем случае использованы G-коды, и управляющую приводами станков и станочной оснасткой.

Программное обеспечение предназначено для общего управления станком лазерной резки, для загрузки в память контроллера технологических программ, для запуска этих программ на исполнение, для контроля за ходом обработки, а также для диагностики общего состояния системы управления.

Окно интерфейса программы представляет собой стандартное окно приложения операционной системы *MS Windows*. Для управления используются стандартные средства ввода-вывода (клавиатура и мышь), также возможно подключение дополнительных устройств, таких как станочные пульты, энкодеры, сенсорные панели и т.д.

Данное программное обеспечение разработано, внедрено в производство и используется на машинах для лазерной резки, созданных в ООО НПЦ «Лазеры и аппаратура ТМ».

Литература:

1. Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю. Разработка управляющей программы для установки лазерного управляемого термораскалывания полупроводниковых материалов. // В сб.: 9 Международная конференция «Авиация и космонавтика-2010» Москва, 16—18 ноября 2010 г. – СПб.: Мастерская печати, 2010. С.318-319.

Методология обучения в развивающих искусственных средах

Сергеев С.Ф., Заплаткин Ю.Ю., Захаревич А.П.

Корпорация «Аэрокосмическое оборудование, г. Санкт-Петербург

Целью настоящей работы явилось создание методологии тематического проектирования системы профессиональной подготовки летного экипажа в развивающих искусственных средах, реализующих сценарное обучение на базе формирующих профессионалов нарративных сюжетов.

В отличие от игровых методов обучения, основанных на создании игровой мотивации, в рассматриваемых системах реализуются два уровня профессиональной подготовки: технологический и развивающий. Технологический уровень относится к формированию профессиональных знаний, умений и навыков и осуществляется известными методами тренинга, а развивающий — к направленной личностной модификации за счет включения курсанта в обучающий сюжет, содержащий типовые формы профессиональных личностных отношений.

Для создания направленных социальных воздействий на участника обучения используются искусственные персонажи — аватары наделенные типовыми формами личностного и социального поведения в среде обучения. Моделируется изменение структуры отношений участников социальной группы (аватары + участники обучения) в

зависимости от успешности их совместной деятельности и развития коммуникативных сюжетов.

На этапе подготовки к обучению в искусственных средах проводится диагностика мотивационной сферы курсанта, анализируется его жизненный путь с целью выбора и оценки содержания нарратива, в соответствии с которым планируется обучение.

Введение в среду обучения формирующих социальных отношений с аватарами ведет к модификации личности ученика в направлении усиления профессионально-важных качеств и блокирования эффектов влияния негативных личностных свойств на результаты профессиональной деятельности.

Основные проблемы, возникающие при реализации описанной методологической схемы, связаны с отсутствием научно-обоснованной типологии формирующих профессиональных коммуникаций связанных с конкретными видами операторской и летной деятельности.

Кроме того, не имеют приемлемого для практики решения вопросы формирования личности в искусственном коллективе и перенос эффектов социализации на личность обучаемого в реальной деятельности.

В результате выполненной работы создано новое направление тренажерного обучения, включающее формирование личностных качеств профессионала в искусственной социальной среде. При этом реализуется история успешного профессионала действующего в среде обучения. Это позволяет включить в арсенал методов подготовки летного состава методы формирующего влияния искусственных социальных сред, в том числе и сред содержащих технологии смешанной реальности, в которых наряду с аватарами действуют реальные персонажи обучения.

Разработка системы решения краевых задач для уравнения теплопроводности с использованием нейросетевого моделирования

Колбин И.С.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является создание единого подхода, основанного на нейросетевой методологии, решения краевых задач для уравнения теплопроводности. Преимуществами данного подхода является его бессеточная природа, что позволяет избежать экспоненциального роста вычислительной сложности при увеличении размерности задачи (по сравнению с конечно-разностными методами). Помимо этого, в значительной степени упрощается решение задач со сложной областью. Стоит также отметить, что данный подход с незначительными изменениями может быть применён для решения

обратных задач. Дополнительным преимуществом нейросетевых подходов является естественное распараллеливание алгоритмов, что является важным свойством, т.к. сейчас очень бурно развиваются доступные современные технологии быстрых параллельных вычислений (CUDA, OpenCL, др.).

В рамках данной работы рассматриваются стационарные и нестационарные уравнения теплопроводности. Стационарные задачи решаются через минимизацию функционала ошибки, который вычисляется при подстановке нейросетевой модели в условия задачи. Для решения нестационарных задач был реализован гибридный подход с конечно-разностным разбиением по времени, который по точностным характеристикам превзошёл прямой подход (при котором время считалось дополнительной координатой). При использовании гибридного подхода, фактически, на каждом временном слое решается стационарная задача.

Для проверки применимости подхода проводится вычислительная апробация на наборе характерных задач (с нелинейной составляющей, со сложной областью и т.д.). При этом рассматриваются сети разных размерностей, проводится сравнительный анализ точности, полученной при разных решениях. На настоящий момент результаты вычислительных экспериментов позволяют сделать вывод о работоспособности предложенного алгоритма.

Важной частью работы будет сравнение нейросетевых и конечно-разностных методов. Также, будет уделено внимание выбору алгоритма оптимизации функционала.

В результате данной работы должна быть выработана единая методология решения краевых задач для уравнения теплопроводности, основанная на нейросетевом моделировании, и должен быть реализован набор прикладных программных средств, реализующих предложенный подход.

Абстрактный вывод в системах принятия решений при управлении летательным аппаратом

Гуцаев И.В., Головачев А.Г.

МАИ, г. Москва

Для эффективного логического вывода в прикладной задаче интеллектуальная система должна обладать образно-ситуационным мышлением, реализуемым операцией типа сходство-различие (сводимостью). Существует ряд техник, позволяющих выполнять сводимость: нейронные сети, мягкие вычисления, нечеткая логика, абстракция и др. Подход с использованием абстракции имеет значительное преимущество перед другими моделями. Нечеткая логика,

нейронные сети и прочие обобщения классической логики действуют в едином пространстве рассматриваемой проблематики. Абстракция работает в двух пространствах - оригинальном и абстрактном.

Абстракция - это логический процесс, который отображает представление, оригинальное описание проблемы, на абстрактное представление, гораздо более компактное и удобное для обработки. Абстракция позволяет агенту, принимающему решения, выделять существенные связи между объектами. За счет отображения объектов в гибкое абстрактное пространство можно устанавливать связь между объектами разных классов. Операции сравнения объектов из разных классов производятся в абстрактном пространстве, для чего на нем вводится отношение частичного порядка. С вычислительной точки зрения абстракция - техника призванная для того, чтобы сделать практичным изучение и планирование алгоритмов в крупных прикладных задачах.

Акт абстракции состоит из трех этапов. Первый делает отображение объектов из разных базовых пространств в единое отвлеченное (абстрактное) пространство. Объекты преобразуются в абстрактные состояния. На втором этапе производится сравнение абстрактных состояний (методом унификации). Третий делает обратное отображение из абстрактного пространства в оригинальное, при котором агенту возвращается множество возможных решений. Число решений варьируется в зависимости от выбранного уровня абстракции. Подбор наиболее подходящего решения так же осуществляется унификацией, в котором участвуют потенциальные решения и база знаний области принятия решения.

Унификация в логическом выводе – это приведение двух состояний объектов к одному значению. При этом несвязанные значения из одного состояния будут заполнены значениями из другого состояния. Если один объект не связан, то выполняется приравнивание ему значений.

При автоматическом управлении летательным аппаратом остро встает вопрос неполноты базы знаний системы принятия решений. Достижение полноты может быть осуществлено через сводимость к известной ситуации с помощью техники абстрактного ассоциативного вывода. Качество продуцированных решений зависит от качества и объема базы знаний системы принятия решения.

Оценка точности конечно-разностной схемы при решении задач о нестационарных тепловых полях в плоских пластинах

Лазненко А.С.

СибНИА, г. Новосибирск

Определение тепловых полей в конструкциях и оболочках являются важной составляющей прочностного расчёта, так как напряжения, вызванные температурными деформациями могут в разы превышать напряжения от приложенных нагрузок. При теплотехнических расчётах наибольшую сложность представляют расчёты нестационарных процессов. Такие процессы встречаются при прогреве теплозащитных оболочек, переходе на сверхзвуковые скорости полёта, спуске космического аппарата на Землю, запуске двигателей ракет и т.д.

В работе рассмотрена наиболее простая конечно-разностная схема решения задачи нестационарной теплопроводности в многослойных плоских пластинах. Произведено сравнение численного решения задач стационарного теплообмена с аналитическими решениями. Выполнены численный расчёт нестационарного теплообмена и сравнение результатов моделирования с экспериментом. Выявлена зависимость точности решения конечно-разностного аналога дифференциального уравнения в частных производных от числа Фурье, количества узловых точек по толщине. Сформулированы рекомендации по формированию сетки из узловых точек.

Полученные результаты могут быть использованы инженерами при оптимизации расчётов внутренних напряжений, вызванных градиентом температур, времени установления стационарного теплового режима плоской многослойной теплоизоляции, определении тепловых потоков, необходимых для испытания образцов оболочек.

9. Молодежная секция по истории авиакосмической техники

Генеральный конструктор Н.Д. Кузнецов и его ОКБ

Артемьев Д.Н.
СГАУ, г. Самара

Данный доклад о генеральном конструкторе авиационных, ракетных и наземных двигателях Николае Дмитриевиче Кузнецове (1911-1995), об истории создания его ОКБ. Доклад приурочен к 100-летию со дня рождения Н.Д.Кузнецова – академика российской академии наук, дважды героя социалистического труда, лауреата ленинской премии, доктора технических наук, почетного гражданина города Самары – и является актом признания его таланта и исключительных заслуг перед Отечеством.

Сегодня стоит сказать, что в разные периоды жизни Н.Д. Кузнецову приходилось решать задачи не только созданного им конструкторского бюро, но и всей двигателестроительной, авиационной и оборонной промышленности государства.

Под опытным руководством и при непосредственном участии Н.Д. Кузнецова коллектив предприятия с 1949 по 1994 год создал 57 модификаций двигателей, многие из которых до сих пор не имеют аналогов в мире. Двигатели марки «НК» нашли широкое применение на пассажирских, военно-транспортных, военных самолетах и экранопланах, созданных ведущими российскими конструкторами XX века: А.Н. Туполевым, С.В. Ильюшиным, О.К. Антоновым, Р.Е. Алексеевым. До 1990-х годов почти половина грузопассажирских перевозок в стране осуществлялась на самолетах с двигателями НК, и уже не одно десятилетие на них летает вся российская стратегическая авиация.

Наследие международного сотрудничества в исследовании космоса – фундамент освоения околоземного пространства

Ильина Д.И., Щекочихин В.В.
МАИ, г. Москва

4 октября 1957 года произошло невероятное событие! В этот день миллионы людей приветствовали первого посланца Земли в Космосе. После полета советского спутника космические исследования получили развитие в целом ряде стран. Каждая из них, выполняя свою национальную космическую программу, вносит свой вклад в развитие мировой космонавтики. Но, объединив усилия в изучении околоземного пространства, удастся добиться гораздо больших результатов.

Первыми шагами к сотрудничеству стало образование Организации космической связи ИНТЕРСПУТНИК, его целью было создание и развитие международной системы спутниковой связи в интересах входящих в ее состав государств. Соглашение о создании было подписано 15 ноября 1971 года и вступило в силу 12 июля 1972 года. В политическом отношении он был учрежден в качестве противовеса созданной 20 августа 1971 года под эгидой США Международной организации спутниковой связи (ИНТЕЛСАТ).

В начале 60-х годов западноевропейские страны приняли решение проводить в области космоса политику, независимую от США. В 1975 году представители 11 стран подписали Конвенцию о создании Европейского космического агентства (ЕКА). К 2011 году ЕКА состоит из 18 постоянных членов, в некоторых проектах принимают участие Канада и Венгрия.

15 июля 1975 года СССР и США объединили свои усилия в исследовании космоса. Запуском кораблей «Союз-19» и «Аполлон» начался первый совместный космический полёт представителей разных стран. Инициатором было НАСА (Национальное агентство США по авиации и космосу). 17 июля корабли состыковались, став прообразом будущей международной космической станции. Проект «Союз–Аполлон» вошёл в историю как крупный шаг на пути освоения космоса объединёнными усилиями разных стран.

В 1979 году в СССР началось строительство станции «МИР». Первый компонент, 20-тонный базовый модуль, был выведен на орбиту в феврале 1986. «МИР» строили так, чтобы к базовому можно было постоянно добавлять новые модули. 23 марта 2001 года, из-за дороговизны дальнейшей эксплуатации, станция была затоплена в южной части Тихого океана. Станция «МИР» впервые позволила реализовать модульный принцип построения орбитального комплекса, и эти навыки оказались незаменимы при создании Международной космической станции, которое началось в 1993 году объединёнными усилиями России и США. К 2011 году в международном проекте МКС участвуют 15 стран. За всю историю космонавтики, МКС — самый дорогой и критикуемый космический проект, но станция существует, и этим она доказывает возможность и продуктивность международного сотрудничества в космосе.

Система динамического отопления с использованием двигателя Стирлинга

Николаев И.И., Доронина Т.Д., Водопьянов А.А., Максимович М.Ю.,
Звягин А.А.

РНИЦ «Курчатовский институт», ГОУ СОШ № 1515, г. Москва

Работа посвящена вопросам разработки системы отопления будущего.

Как известно, считается, что к 2050 г. на Земле иссякнут природные запасы нефти и газа, что побуждает к созданию принципиально новой системы отопления. В работе предлагается проект системы динамического отопления с использованием двигателя Стирлинга.

Двигатель Стирлинга прост в использовании, бесшумен, его главным качеством является его «всеядность» – он может работать на любом виде топлива, включая древесину и солнечную энергию.

В процессе работы над проектом, на основании исследований принципов работы двигателя Стирлинга, был изготовлен опытный образец-прототип двигателя для использования в рассматриваемых целях.

Был определен КПД двигателя, были построены формулы затраченной и полученной энергии.

Представленная проектная разработка может быть взята за основу практической рекомендации при построения жилища, использующего систему динамического отопления на основе работы двигателя Стирлинга.

Двигатель Стирлинга для автомобиля будущего

Николаев И.И., Доронина Т.Д., Большин Д.С., Бубликов А.А.,
Уваров А.В.

РНИЦ «Курчатовский институт», ГОУ СОШ № 1515, г. Москва

В настоящее время считается признанным, что переход на возобновляемые источники энергии (ВИЭ) является основной перспективой развития человечества вследствие быстрого истощения ископаемых источников энергии и сырья.

В представленных материалах разрабатывается идея принципиально нового автомобиля будущего, использующего возобновляемые источники энергии. Такой подход поможет сохранить достижения промышленной цивилизации и реализовать возможность устойчивого развития человечества на длительную перспективу с помощью использования ВИЭ.

В качестве методов исследования использовались: сбор и анализ информации о ВИЭ и водородной аккумуляции энергии на основе топливных элементов и электролизеров (этап занял три года), изучение

видов и принципов работ разных двигателей, количественные и качественные экспериментальные методы исследования с целью получения данных, работа в фокус-группах.

Практическая значимость работы представляется следующей: выработана концептуальная модель наиболее подходящая по параметрам, доказаны возможность и необходимость постепенного внедрения автомобилей, использующих двигатель Стирлинга на ВИЭ.

В процессе работы над проектом были изучены основные физические понятия и законы, описывающие преобразование различных форм энергии, изучались проблемы современной энергетики и основные виды ВИЭ, а также подробно рассматривались особенности цикла Стирлинга.

Изготовлена действующая модель двигателя Стирлинга.

Итогом работы стало предложение двух вариантов схемы автомобиля будущего, использующего двигатель Стирлинга, и представляющих собой гибридный автомобиль и полный электромобиль с автономной стационарной заправкой. Также преимущества, которые имеет этот автомобиль, могут стать решением некоторых главных будущих проблем, потенциально могущих возникнуть вследствие предполагаемых экологического, сырьевого и, как следствие, энергетического кризисов.

Программно-лингвистический коммуникатор для космических туристов

Державина И.Р., Буслов Д.И., Егоров Е.М., Карапетян С.М.,
Леонова Д.В., Савельев С.К.
МАИ, ГОУ СОШ № 1213, г. Москва

Представляемая работа выполнена в рамках основных тематических направлений деятельности ММКБ – Многопрофильного молодежного конструкторского бюро Северного учебного округа г. Москвы.

В настоящее время космический туризм является активно развивающимся направлением в космонавтике и у него потенциально большое будущее.

Обучение космических туристов из разных стран и их общение происходит на английском и на русском языках, имеющих статус «международных космических языков». Однако, помимо знания бытового английского языка иностранному туристу, для эффективной коммуникации необходимо знать множество технических и профессиональных терминов. Разработка тематического электронного словаря-коммуникатора в этом случае могла бы помочь решить эту проблему.

Представленный проект представляет собой разработку программно-аппаратного комплекса, в том числе, компьютерного программного

обеспечения, позволяющего сформировать базу для тематического электронного словаря по ракетно-космической тематике и далее обеспечить его использование на практике.

Авторы проекта полагают, что использование электронного тематического словаря значительно упростит обучение космических туристов и расширит способы общения.

Были определены следующие цели и задачи работы:

разработать ограниченный объем необходимых фраз и терминов по конкретному разделу ракетно-космической техники (на примере скафандра для выхода в открытый космос),

разработать программное обеспечение, позволяющее сформировать базу данных для электронного тематического словаря по заданной тематике,

представить программно-аппаратный комплекс в виде тематического электронного словаря-коммуникатора,

провести испытания и определить полноту и эффективность использования подобного коммуникатора при имитации рабочих условий.

Этапы работы:

изучение и анализ литературных и интернет-источников,

отбор и формирование минимально необходимого вокабуляра по разделу,

разработка программного обеспечения,

создание электронной версии коммуникатора, заполнение базы данных,

разработка методики экспериментальной проверки эффективности программно-аппаратного комплекса,

проведение серий экспериментов,

анализ полученных результатов.

Результаты исследования показали, что разработанный программно-аппаратный комплекс удобен и эффективен при использовании, он может быть интересна потребителю.

Проект обладает большими возможностями для развития. Наиболее перспективные направления развития проекта следующие:

расширение базы лексических единиц по данной тематике, либо формирование базы по другой тематике, например, по медико-биологическим разделам космической деятельности,

в рамках данной тематики имеется возможность формирования вокабуляра на другом иностранном языке, например, на китайском,

имеются возможности для модернизации и совершенствования программного обеспечения.

**Разработка образцов летательной техники в ГОУ СОШ № 1384 в
рамках деятельности ММКБ Северного округа г. Москвы**
Леденев В.И., Одноволик Ю.В., Лобанов К.А.
ГОУ СОШ № 1384, МАИ, г. Москва

Творческий коллектив, сформированный из обучающихся седьмых-десятих классов ГОУ СОШ № 1384, в течение ряда лет в рамках Молодежного многопрофильного конструкторского бюро (ММКБ) принимает участие в работе над авиапроектом. Группа учащихся, учителей, преподавателей и студентов МАИ осуществляют проектирование и создание модели экранолета – грузопассажирского летательного аппарата для районов Крайнего Севера и Дальнего Востока, способного производить посадку на неподготовленные площадки, включая водную поверхность.

Научно-методическое руководство проектом осуществляется факультетом Авиационная техника и Аэрокосмическим факультетом МАИ.

На первом этапе проводимых работ, в целях анализа особенностей разработки летательного аппарата, изучения свойств его конструкции, изучения схемы работы экрана, была построена действующая модель экраноплана.

Работа началась с изучения чертежей прототипа, в качестве которого был выбран экраноплан «УТ-1» и разработки с использованием инженерно-конструкторской компьютерной программы «Компас» чертежей для модели экраноплана.

Были изготовлены рабочие чертежи, изготовлены детали экраноплана и выполнена сборка модели.

Конечно, знаний не хватало, особенно при проведении серьёзных расчетов, поэтому за консультациями приходилось обращаться к студентам и преподавателям МАИ. В феврале 2010 г. прошли первые испытания модели экраноплана, был проведены рулежки, пробежки и подлеты. По результатам испытаний в конструкцию модели были внесены изменения и произведена дополнительная доработка.

В ходе выполнения работ школьники познакомились с эффектом экрана, почувствовали, что такое законы аэродинамики, увидели их действие на практике, научились создавать эскизный проект, освоили современные компьютерные программы. Летящая модель заставила поверить в свои силы и возможности.

На втором этапе экраноплан предполагалось переделать в экранолет.

Но совет творческой группы принял решение изменить направление работ и приступить к постройке новой модели грузопассажирского экранолета. В настоящее время пройдена стадия изготовления макета и близка к завершению работа над летающей моделью.

Третий этап предполагает разработку убирающегося «шасси», в качестве которого выступает убирающаяся воздушная подушка.

Модель экраноплана участвовала в нескольких конкурсах научно-технического творчества молодежи, результаты работ докладывались на ряде научных конференций. В ходе работы над проектами участники творческого коллектива освоили элементы новых для себя и разных типов деятельности: проектно-изыскательскую деятельность, исследовательскую, конструкторскую, организационную, управленческую. Получили практический опыт сочетания разных типов деятельности в своей жизни.

В настоящее время в рамках ММКБ в ГОУ СОШ № 1384 ведутся работы:

- по изготовлению вертостата,
- по проектированию и изготовлению универсальной роботизированной платформы,
- по модернизации типоразмерного семейства изготовленных роботов-шаров.

Создание ММКБ в Северном округе и подобных организаций в других округах может явиться мощной формой интеллектуального общения молодёжи. Работа над социально значимыми проектами будет учить старшеклассников не бояться ответственности за принятые решения, искать и находить нетрадиционные подходы, реализовывать оригинальные инженерные замыслы.

Исследование энергетического потенциала системы земля – луна

Краснова Е.В., Лисицын И., Звездина И.

ГОУ лицей № 1575, г. Москва

Луна – спутник земли, которая оказывает на землю определенное влияние, связанное, в первую очередь, с приливами и отливами, возникновений лунных и солнечных затмений.

В работе рассматриваются и анализируются проекты, проводимые по исследованию лунной поверхности, такие как:

- Спуск космических аппаратов на поверхность луны,
- Операции луноходов,
- Особенности пребывания людей на лунной поверхности.

В работе проведены расчеты, изменения высот частей суши земли во время приливов и отливов, а также изменения высот приливов и отливов в зависимости от расстояния между лунной и землей в рассматриваемой гравитационной системе земля – луна.

В работе исследуется энергетический потенциал системы земля-луна.

Существующие на сегодняшний день приливные электростанции используют энергию приливов и отливов, фактически, кинетическую

энергию вращения земли. Приливная электростанция (пэс) представляет собой особый вид гидроэлектростанций. Анализируется принцип действия приливных электростанций, их энергетический потенциал в гидроэнергетике России. Проводится сравнительное исследование использования приливных электростанций в мировой энергетике, определяются преимущества и недостатки их применения.

Преимуществами пэс является экологичность и низкая себестоимость производства энергии. Недостатками – высокая стоимость строительства и изменяющаяся в течение суток мощность, из-за чего пэс может работать только в составе энергосистемы, располагающей достаточной мощностью электростанций других типов.

Орбитальная станция по утилизации космического мусора

Кошелева Н.В., Военнов А., Асланов А.

ГОУ лицей №1575, г. Москва

Работа выполнена в рамках направлений деятельности Молодежного многопрофильного конструкторского бюро Северного округа г. Москвы, целью работы является разработка методов утилизации космического мусора.

На околоземных орбитах находится значительное количество космического мусора, в данной работе предлагается способ его утилизации, заключающийся в создании на низкой околоземной орбите специального орбитального комплекса по сбору мусора при помощи флотилии космических аппаратов-минироботов. После отбора и транспортировки мусора космическими аппаратами-роботами, его в специальных капсулах размещают на орбитальном комплексе.

На базовом комплексе требуется создание магнитного рельсотрона, состоящего из системы конденсаторов, аккумулирующих солнечную энергию. С использованием рельсотрона капсулы будут выстреливаться магнитным рельсотроном с земной орбиты в сторону Солнца, где космический мусор будет сгорать, утилизироваться.

Разработанные предложения заключаются не в транспортировке отходов при помощи космических аппаратов, а именно в отстреливании капсул с приданием им начальной скорости при помощи катапульты – магнитного рельсотрона.

В представленной работе выполнены расчеты, разработан состав и структура космического орбитального комплекса, включающего в себя флотилию минироботов-сборщиков мусора, устройства по «капсулированию» мусора, энергетической системы магнитного рельсотрона, при помощи которого капсулы с мусором будут отправляться в близкую окрестность Солнца.

Управление характеристиками пропускания света в средствах защиты органов зрения от действия интенсивных источников света

Бабыкин С.В., Кроилов В.
МАИ, ГОУ СОШ № 224, г. Москва

Создание средств защиты органов зрения от переоблучения является важной задачей для создания нормальных условий профессиональной деятельности при работе с применением интенсивных источников света.

Защита органов зрения от импульсных засветок, например, при управлении автотранспортом, летательным аппаратом требует автоматической адаптации характеристик пропускания света для средств защиты зрения к уровню освещенности и импульсным выбросам облученности органов зрения.

При этом не должны быть превышены пороги облученности глаза, определяемые переносимостью светового облучения.

Последнее требование может быть выполнено при наличии определенного уровня ослабления света средствами защиты зрения в состоянии подавления импульсных выбросов облученности и скорости переключения средства защиты к данному уровню ослабления.

В настоящей работе выполнен обзор имеющихся технических решений задачи, предложена классификация и перечень возможных решений, рассмотрены перспективы использования предлагаемых методов для защиты от лазерных атак пилотов воздушных судов совершающих движение в зоне ответственности аэропортов.

Оценка допустимых уровней светового облучения глаза при создании средств защиты органов зрения от действия интенсивных источников света

Бабыкин С.В., Василенко А.
МАИ, ГОУ СОШ № 224, г. Москва

Развитие современной цивилизации создает факторы жизнедеятельности человека, к которым у него отсутствуют эволюционные приспособления. Данные факторы возникают с расширением сферы деятельности человека при выходе его в космическое пространство и при освоении новейших технологий, таких как, например, лазерные. Проблемы, связанные с органами зрения возникают при превышении уровня облученности глаза над уровнем соответствующим обычным условиями освещенности солнцем на поверхности Земли на небольших высотах.

Такие условия превышения облученности глаза могут возникнуть:

в горах, в верхних слоях и за пределами земной атмосферы при полетах авиации и пилотируемых космических аппаратов, а также на поверхности Луны.

при использовании искусственных источников света, высоко-температурных технологических процессов, лазерных установок,

при работе сотрудников силовых структур с использованием спецсредств, например, светошумовых гранат,

при террористических актах, в том числе, лазерных атаках на пилотов воздушных судов.

Обеспечение нормального функционирования человека в новых условиях жизнедеятельности предполагает в рамках разработки технических средств защиты органов зрения от переоблучения выполнение следующих требований:

устранение зрительного дискомфорта влияющего на длительность сохранения работоспособности и продолжительность рабочей смены,

защиту от импульсных засветок органов зрения при управлении транспортом приводящих за счет как минимум кратковременной потери зрения к аварийным ситуациям и катастрофам, например, при выполнении программы посадки воздушных судов,

снижения интегральной облученности глаза до уровня не вызывающего долговременные или необратимые изменения функций органов зрения, а также изменений тканей глаза.

Авторами предложена методика оценки пороговых уровней облученности глаза, определяющих границу переносимости светового облучения. Данный подход создает возможность определить проектные нормы для создания средств защиты органов зрения от переоблучения при осуществлении профессиональной деятельности.

Перспективная система защиты пилотов воздушных судов от лазерного излучения

Бабыкин С.В., Карапетян А.К., Зиновкин А., Лебедев В.
МАИ, ГОУ СОШ № 149, г. Москва

Вопросы безопасности на воздушном транспорте в последнее время пополнились проблемой защиты от террористических атак, проводимых согласно сообщениям СМИ путем воздействия лазерным излучением на пилотов гражданских воздушных судов, совершающих взлет или посадку.

Проблема защиты органов зрения водителей транспортных средств возникла впервые с появлением автомобильного транспорта и известна как ослепление светом встречного транспорта в ночное время. Как правило, итогом такого воздействия становится временная потеря

зрения и вследствие этого потеря ориентации в дорожной обстановке, что неминуемо приводит к аварии и катастрофе.

В связи с появлением новой угрозы безопасности авиатранспорта при его движении в зоне аэропортов авторы считают актуальным разработку системы защиты экипажа от лазерного излучения, обеспечивающей возможность сохранения работоспособности экипажа в условиях лазерного облучения и обеспечения тем самым бесперебойного выполнения программы посадки (взлета).

Проведенный авторами анализ показывает, что:

- подготовка к применению лазерного облучения протекает скрытно от экипажа воздушного судна, а совершаемая террористическая атака носит скоротечный характер, поэтому противодействие лазерной атаке должно проводиться полностью в автоматическом режиме,
- средством защиты от лазерного излучения должна быть защитная оптическая среда (ЗОС) размещаемая на пути распространения света, которая должна иметь управляемый коэффициент пропускания света,
- минимальное значение коэффициент пропускания света ЗОС должно наступать при срабатывании системы защиты и обеспечивать необходимое ослабление облученности сетчатки глаза при использовании потенциально доступных для применения источников лазерного излучения,
- управление коэффициентом пропускания ЗОС должно осуществляться от подсистемы распознавания террористической атаки (ПРТА), которая должна обеспечивать необходимое время срабатывания защиты,
- должны быть рассмотрены различные варианты размещения ЗОС и ПРТА, включая остекление кабины пилотов, летные шлемы, отдельные защитные очки.

Работа выполнена в рамках основных направлений деятельности Многопрофильного молодежного конструкторского бюро Северного округа г. Москвы.

Научная программа исследований в рамках пилотируемой экспедиции на Марс

Стойко С.Ф., Елизарова Е.В., Иванов А.П.

РКК «Энергия», г. Королев, ГОУ СОИ № 596, г. Москва

В работе разрабатывается программа проведения исследований в рамках перспективной пилотируемой марсианской экспедиции. Разработка базируется на анализе проведенных ранее предварительных изысканий, выполненных с помощью автоматических космических

аппаратов, размещенных как на околомарсианской орбите, так и на поверхности планеты.

Рассмотрены возможности использования в пилотируемых экспедициях на Марс научного и другого вспомогательного оборудования, созданного для целей использования в рамках земных арктических и антарктических экспедиций и баз.

Проведена оценка возможности использования ветрогенераторов в условиях Марса.

При успешной реализации проекта марсианской пилотируемой экспедиции рациональная и взаимодополняющая программа научных исследований как с помощью автоматических аппаратов, так и с помощью человека может дать большой эффект и открыть новые горизонты в различных областях науки и техники.

**Развитие научно-технического творчества молодёжи в
общеобразовательной школе в рамках деятельности
Многопрофильного молодежного конструкторского бюро Северного
округа г. Москвы**

Коростылева Н.В., Леденев В.И., Одноволик Ю.В., Тузиков С.А.,
Лобанов К.А.

ГОУ Методический центр Северного учебного округа г. Москвы,
ГОУ СОШ № 1384, МАИ, г. Москва

В Северном округе г. Москвы активно работает созданное в 2008 г. Молодёжное многопрофильное конструкторское бюро (ММКБ), организационно и научно-методически объединяющее ряд общеобразовательных учреждений учебного округа. Целью организации ММКБ явилось стремление создать детско-взрослое проектно-образовательное сообщество на основе сотрудничества общеобразовательных учреждений, технических университетов и предприятий промышленности.

Перед школами-участницами ММКБ стоят серьёзные задачи:

- вовлечение обучающихся в совместную работу с учёными и представителями промышленности, обладающими реальным опытом научных и проектных разработок,
- осуществление совместных научно-образовательных проектов,
- участие в научно-исследовательских конференциях, конкурсах, выставках,
- активизация процессов обновления и расширения знаний у обучающихся в предметных и надпредметных образовательных дисциплинах, в технических областях, формирование междисциплинарных связей,

- включение молодежи в рамках профессиональной ориентации в разработку актуальных вопросов научно-технического развития региона,
- пропаганда интеллектуальных достижений специалистов научно-технической сферы,
- обеспечение повышения познавательной и интеллектуальной активности обучающихся, занимающихся в ММКБ, повышение их академической успешности,
- построение у обучающихся ценностно-значимых мотиваций и интересов, а также обеспечение профессиональной ориентации и формирование дальнейших жизненных планов обучающихся на продолжение образования и выбор будущей сферы предметной деятельности,
- содействие, начиная со школьной скамьи, развитию умелых, творчески мыслящих, эрудированных специалистов.

Сфера деятельности ММКБ находится на стыке общего, дополнительного и высшего профессионального образования, задачи ММКБ заключаются в развитии новых сетевых образовательных форм, обеспечении интеграции сферы образования с другими сферами практики.

Как форма работы и взаимодействия науки, школы, производства ММКБ создавалось в системе реализации проекта «Строим Школу будущего».

Создание ММКБ в системе взаимосвязей «Школа – Университет – Промышленное предприятие» является одной из технологий поиска и отбора инженерных талантов.

Фактически, в рамках ММКБ сформирована и успешно работает территориально-распределенная научно-образовательная творческая среда.

Летательный аппарат на основе эффекта Бифельда-Брауна

Токарев А.С., Сверчков Ю.

МАИ, ГОУ СОШ № 224, г. Москва

Эффект Бифельда-Брауна заключается в поступательном движении плоского высоковольтного конденсатора в сторону положительного полюса.

В представленной работе, выполненной в рамках направлений деятельности Молодежного многопрофильного конструкторского бюро Северного округа г. Москвы, роль конденсатора выполняет легкий летательный аппарат, сделанный в виде рамы с натянутыми на нее фольгой и проводом, составляющими вместе конденсатор. Высокое напряжение для питания аппарата (20 кВ) снимается с высоковольтного

трансформатора. При подаче напряжения на обкладки конденсатора, летательный аппарат начинает движение вверх. Для предотвращения соприкосновения высоковольтных проводов с окружающими предметами, аппарат привязан к стартовому столу и не может подниматься выше определенного уровня.

Особый интерес к разработке вызван тем, что до сих пор нет убедительного теоретического обоснования эффекта Бифельда-Брауна, здесь открывается широкое поле для исследований. Полномасштабный космический аппарат подобной схемы, в случае подтверждения его возможности перемещаться в безвоздушном пространстве, может использоваться для совершения межпланетных перелетов.

В качестве прототипа для создания семейства летательных аппаратов были использованы материалы Ж.-Л. Надина. В процессе работы над проектом было проверено несколько вариантов материалов и форм. Наиболее удачной оказалась конструкция из бальзы, алюминиевой фольги и тонкого медного провода: ее удалось поднять в воздух.

На других, более тяжелых моделях, проводились эксперименты по исследованиям различных характеристик процесса. Были оцифрованы и построены функциональные зависимости подъемной силы от расстояния между электродами, тока в цепи питания, диаметра провода. Измерено ускорение подъема.

Параллельно осуществлялись теоретические расчеты, касающиеся обоснования эффекта, например, расчет силы ионного ветра, который показал, что силы ионного ветра недостаточно для создания подъемной силы.

Исследования по представленной тематике были начаты в 2009 г. Исследования проводились творческим коллективом школьников под научным руководством кафедры МАИ «Производство аэрокосмической техники».

Результаты выполненных работ докладывались на многих научно-технических конференциях, неоднократно экспонировались на площадках Всероссийского выставочного центра и представлялись на выставках. В частности, разработка получила Диплом I степени на окружном конкурсе-выставке «МИР: молодежные инициативы развития – 2011», представлялась на XXXV Академических чтениях по космонавтике в МГТУ им. Н.Э.Баумана и в финале московского городского конкурса «От замысла к изобретению».

В рамках проведения Всемирной космической олимпиады «Star Challenge», посвященной 50-летию полета Ю.А.Гагарина и проводимой Россотрудничеством под эгидой ЮНЕСКО, проект стал финалистом и экспонировался в г. Париж (Франция).

Установка для исследования переходных режимов микрогравитации

Токарев А.С., Конев С.М., Учуватов Г.В.
МАИ, ГОУ СОШ № 224, г. Москва

За последние годы выполнено большое число исследований, посвященных микрогравитации. Проведены серии экспериментов как при наземных стендовых испытаниях, так и в условиях реальных космических полетов.

Представляется установка для исследования явления микрогравитации.

Установка изготовлена под научным и методическим руководством кафедры «Производство аэрокосмической техники» Аэрокосмического факультета МАИ учащимися ГОУ СОШ № 224 в рамках деятельности Многопрофильного молодежного конструкторского бюро Северного округа г. Москвы.

В настоящее время планируется проведение серии экспериментов.

Возможность использования солнечных коллекторов для зимнего отопления в средней полосе России

Николаев И.И., Доронина Т.Д., Волчкова П.А., Позднышева С.В.
РНИЦ «Курчатовский институт», ГОУ СОШ № 1515, г. Москва

Целью работы является изучение возможностей реализации устойчивого развития автономных поселений на длительную перспективу с помощью использования возобновляемых источников энергии (ВИЭ).

В качестве методов исследования использовались: сбор и анализ информации о ВИЭ, изучение количественной стороны теории теплоты и теплопереноса, программная среда автоматического проектирования «Компас 3D», экспериментальные методы исследования – проверка на опыте характерного времени остывания, эксперименты с моделью.

В ходе выполнения работы, на основе применения теории теплопереноса, были изготовлены две модели для экспериментальных исследований и сделано графическое сравнение с использованием программного обеспечения MS Excel теоретических и экспериментальных данных. Сделаны выводы о возможности практически полной компенсации традиционных решений для отопления дома при использовании плоского солнечного коллектора, работающего на ВИЭ.

Результаты работы могут быть использованы в городском хозяйстве г. Москвы.

Разработка прикладной информационной системы для образовательной среды

Тузиков С.А., Панкратов М.Ю.

МАИ, г. Москва

В настоящее время целесообразным является использование возможностей цифровых компьютерных технологий в качестве прикладных технологий для обучения студентов, повышения квалификации молодых специалистов, инженерно-технического персонала и научных сотрудников предприятий аэрокосмической отрасли, в том числе, в рамках дистанционного образования.

На Аэрокосмическом факультете МАИ ведутся разработки прикладной информационной системы, которую можно будет использовать как широкую базу для подачи знаний, а также как интерактивную модель по широкому кругу вопросов космической деятельности.

В рамках рассматриваемых вопросов, значительное внимание требуется уделить формированию и организации собственно базы данных.

Предлагается необходимое программное обеспечение сформировать из двух частей: универсальной оболочки базы, способной воспринимать не только текстовую информацию, но и изображения, например, в формате jpeg и в видеофайловом формате при наличии встроенного видеоплеера со способностями воспроизведения видеоконтента с использованием установленных в системе кодеков.

Требуется также разработка специализированного конструктора, с помощью которого можно добавлять данные к объекту или назначать методы объекта. Целесообразным, по-видимому, является размещение различного вида контента во вспомогательных файлах, которые необходимо связать с рассматриваемыми объектами аэрокосмической техники.

Работа выполняется с участием творческих коллективов Многопрофильного молодежного конструкторского бюро Северного округа г. Москвы.

Межшкольный центр изучения астрономии Северо-западного округа г. Москвы

Балбанова Т.В., Носова Н.Н.

ГОУ ЦО № 1874, МАИ, г. Москва

В связи с отсутствием курса астрономии в программе средней школы и настоятельной необходимостью донести до обучающихся общеобразовательных учреждений округа значимость космических

исследований в формировании современной научной картины мира, а также значительные масштабы достижений советских и российских ученых, специалистов в космической деятельности и мировой астрономической науке, на базе государственного образовательного учреждения Центр образования № 1874 Северо-западного округа города Москвы был создан Межшкольный центр изучения астрономии (МШЦИА).

В работе описывается цели и задачи создания Межшкольного центра изучения астрономии, его основные результаты работы за последние три года, а также дальнейшие перспективы развития.

Работа иллюстрирована приложениями.

Экспериментальная оранжерея в составе марсианской базы

Стойко С.Ф., Елизарова Е.В., Оспенникова Т.

РКК «Энергия», ГОУ СОШ № 596, г. Москва

В случае реализации проекта отправки марсианской пилотируемой экспедиции, актуальным вопросом становится построение эффективных и надежных систем жизнеобеспечения экипажа марсианского пилотируемого комплекса как на этапах перелета Земля-Марс-Земля, так и на поверхности планеты Марс. В работе рассматриваются вопросы формирования жизненного цикла планетной базы с использованием оранжереи.

В работе сформулированы цели и задачи создания оранжереи в составе марсианской базы для эмоциональной, психологической и витаминной поддержки, а в дальнейшем будет проработан вариант использования растений, выращенных в условиях Марса, для питания.

Использование оранжереи накладывает ряд условий на организацию экспедиции, но вместе с тем дает определенные преимущества при создании условий для нахождения пилотируемой экспедиции на поверхности Марса.

Рассматриваемая тема является одним из вопросов формирования планетной базы и определения ее рациональной инфраструктуры.

Формирование проектного облика и определение рационального состава планетной инфраструктуры позволит полнее оценить возможности реализации марсианской экспедиции.

Работа выполнена в рамках Многопрофильного молодежного конструкторского бюро.

Самоходная энергетическая установка для получения электроэнергии на планетах с кислородсодержащей атмосферой

Лобов А.Г., Ковалевский С.

МАИ, ГОУ СОИШ № 224, г. Москва

Получение электрической энергии как основного энергетического ресурса является актуальной задачей для современной цивилизации. При наличии разветвленной электрической инфраструктуры, например, в условиях городского хозяйства, каких-либо дополнительных технических устройств не требуется, все необходимое обеспечивается энергетическими и электросбытовыми компаниями.

Однако проблемы нарастают для удаленных территорий. Актуальность рассматриваемого вопроса выходит на первый план для автономных поселений, в том числе, при решении задач их размещения на внеземных территориях.

В связи с сокращением солнечного светового потока, использование солнечных фотопреобразователей в целом целесообразно не далее, чем до орбиты Марса. Использование ядерных источников энергии экологически небезопасно. В представленной работе предлагается вариант самоходной энергетической установки для получения электроэнергии на планетах с кислородсодержащей атмосферой. Отличительными чертами проекта являются его мобильность и экологическая безопасность.

Автономные электростанции в энергетическом комплексе страны

Лобов А.Г., Дмитриев А.

МАИ, ГОУ СОИШ № 224, г. Москва

Ограниченность запасов полезных ископаемых и нарастание неблагоприятных эффектов, связанных со сжиганием нефти, газа, угля и сланцев, заставляют искать пути повышения эффективности использования ресурсов.

Гидроэлектростанции, дающие около 20 % всей электроэнергии в мировой экономике, как правило, значительно удалены от потребителя, что приводит к значительным потерям энергии. Ядерная энергетика, после чернобыльской аварии 1986 г. и аварии в Японии в 2011 г., являются предметом непрекращающихся споров. Появление термоядерных реакторов представляется, по крайней мере, проблематичным.

Обозначились магистральные пути попыток преодоления приближающегося энергетического кризиса – усовершенствование и разработка новых способов использования возобновляемых источников энергии. Уже созданы и постоянно улучшаются различного вида гелио-

и ветроэлектростанции, установки, использующие отходы хозяйственной деятельности. Перспективной представляется использование топливной пары водород-кислород. Разработаны методы получения водорода с помощью бактерий. Каждый из перечисленных подходов к получению электроэнергии имеет свои преимущества и недостатки, надежность и экономическую эффективность.

Рациональность применения того или иного вида преобразователей возобновляемых ресурсов связана с географическими и климатическими условиями места расположения этих преобразователей. Солнечную энергию, которой на нашу планету поступает за двое суток столько, сколько могут дать при сжигании все земные запасы газа, нефти, угля и сланцев, выгодно использовать в южных районах, районах с незначительной облачностью. Энергия ветра используется с большим эффектом на морских побережьях и т.д.

Нерешенной, все усложняющейся задачей остается отвод излишков тепла с Земли.

При решении экологических вопросов нельзя забывать и о непосредственных целях энергетики – обеспечение человека. Например, о снабжении электроэнергией труднодоступных небольших поселений, в которые невозможен регулярный подвоз горючего для передвижных дизель-генераторов.

Исходя из принципов максимального использования местных ресурсов в таких случаях можно предложить применение двух типов автономных электростанций: локомобиль и миниэлектростанцию с гидротараном.

Локомобиль, как передвижная паровая машина для выработки электричества в полевых условиях еще 60-70 лет назад широко использовался для нужд сельского хозяйства. Локомобили вырабатывали электроэнергию, достаточную для работы молотилок, лесопилок, мельниц.

Главным преимуществом локомобилей является то, что они могут использовать в качестве топлива имеющиеся местные дешевые источники энергии. Локомобили компактны, возможна их установка на раму с шасси для перемещения своим ходом или с помощью буксира. К недостаткам локомобиля следует отнести потребность в большом количестве воды, невысокий КПД и необходимость постоянной дозагрузки топливом.

Последнее неудобство, по-видимому, технически преодолимо.

Миниэлектростанция с гидравлическим тараном требует для своей работы небольшого естественного перепада уровня воды в местах ее забора и слива. Возможно использование разностей уровней прилива и отлива речной или морской воды. Гидравлический таран (так

называемый «gam-pomp»), изобретенный Монгольфье, использует в своей работе эффект гидравлического удара, исследованный Н.Е.Жуковским. Устройство способно поднимать воду на значительную высоту не имея в своей конструкции никаких дополнительных двигателей или источников энергии. Приобретенная поднятой водой потенциальная энергия известными способами может преобразовываться в энергию электрическую.

К недостаткам таких станций следует отнести их большую материалоемкость, низкую производительность и сезонность работы.

Разработка технических устройств выполняется в рамках деятельности Многопрофильного молодежного конструкторского бюро.

Учебно-методический программный комплекс с описанием объектов аэрокосмической техники и возможностью стереовизуализации контента

Титов Д.М., Буслов Д.И.

МАИ, г. Москва

С каждым годом возрастает поток информации в аэрокосмической отрасли, который ежедневно необходимо обрабатывать инженеру-исследователю, инженеру-проектанту. Наряду с ростом объемов информационных потоков, увеличиваются и темпы обмена информацией, сжимаются временные рамки, отводимые для поиска нужного решения.

Все более актуальными становятся системы, которые содержат не только интересующие пользователя справочно-информационные сведения, но и возможности для быстрого и интуитивно понятного поиска требуемых информационных массивов. К такого класса системам относится разработанный при научно-методическом сопровождении кафедры МАИ «Космические системы и ракетостроение» и «Прикладная информатика» учебно-методический программный комплекс, содержащий описания объектов аэрокосмической техники и обладающей возможностью обеспечения стереовизуализации используемых иллюстративных материалов.

Разработанный комплекс предназначен для использования студентами по ракетно-космическим направлениям обучения.

Созданное программное обеспечение представляет собой квазибазу данных, в которой в определенном виде содержится как описательная, так и иллюстративная часть. Визуализируя иллюстративный материал, представленный в различных форматах, пользователь может работать с ним как в традиционном «плоском» 2D-формате, так и в различных стереоскопических представлениях (анаглиф, стереопара), возможность

использования которых зависит лишь от наличия у пользователя соответствующего технического оборудования.

Разработанное мультимедийное учебно-методическое обеспечение предоставляет пользователю возможность получения об объектах космической техники справочной, справочно-учебной и справочно-иллюстративной информации, представленной в структурированном и иерархическом виде. Если к данной базе данных подключить удаленные источники информации, то используя возможности современных информационно-коммуникативных технологий, возможно создание территориально-распределенной базы данных, с хранением разных видов контента в различных удаленных хранилищах, с обеспечением возможности одновременной работы с ними различными группам пользователей.

К созданному учебно-методическому обеспечению может быть подключен экзаменационно-тестировочный модуль, в таком случае учебно-методический программный комплекс фактически может выполнять функции учебно-справочного тренажера.

История развития самолетов с комбинированной силовой установкой

Вагаблы Э.Т.

Клуб авиастроителей, г. Москва

В истории авиации комбинированная силовая установка (КСУ) применялась на самолётах различного назначения: истребители-перехватчики, бомбардировщики, пассажирские самолёты, ударные многоцелевые, СВВП, экспериментальные летательные аппараты.

В работе исследуются вопросы появления самолетов с КСУ, особенности конструктивно-силовых схем и компоновочных решений. Предложена классификация самолетов по назначению.

Отдельное внимание уделено историко-научному исследованию применения КСУ при создании СВВП. У самолётов, выполненных по этой схеме, для создания вертикальной тяги, наряду с отклонением вектора тяги маршевых двигателей, используются подъёмные двигатели. Идея создания СВВП с КСУ была реализована на первом в мире сверхзвуковом боевом СВВП Як-141, разработка которого была логическим продолжением работ по усовершенствованию СВВП Як-38 и отражала новые требования к боевым СВВП.

Концепция КСУ была применена и при создании пассажирских самолётов. В ОКБ О.К.Антонова был создан самолёт Ан-24РВ, который совершил первый пассажирский полёт в 1962 году. На базе Ан-24 было разработано 30 модификаций самолёта Ан-24, в том числе в 1969г.

транспортный самолёт с КСУ Ан-26, предназначенный для перевозки на линиях средней протяженности.

Из-за отсутствия турбореактивного двигателя в СССР во время второй мировой войны, увеличить скорость существующих самолётов предполагалось за счёт комбинированной силовой установки самолёта. Были созданы такие истребители, Ла-7Р, Ла-120Р, и др.

Главные причины, обуславливающие существование концепции КСУ в истории авиации, стала невозможность обеспечения одним типом двигателя всех требуемых режимов полета самолета.

Прошлое и настоящее пожарной авиации

Ивахнов Р.С.

Клуб авиастроителей, г. Москва

Пожары 2010 года нанесли стране колоссальный ущерб: площадь, пройденная лесными пожарами, составила не менее 8 миллионов гектаров, полностью или частично сгорело не менее 150 населенных пунктов, не менее семидесяти человек погибли в огне, еще несколько десятков тысяч стали жертвами дыма и экстремальной жары.

Для того чтобы эффективно бороться с лесными пожарами, нужна авиация специального назначения. Применение авиации позволяет решить сразу две фундаментальные задачи: раннее обнаружение пожаров оперативную доставку на тушение специализированных пожарных команд.

В нашей стране первые пожарные самолеты появились в 1931 году. Это были легкие двухместные бипланы У-2. На смену устаревшему У-2 пришел самолет Ан-2. Он мог поднять 1240 литров воды и 12 парашютистов. Для быстрой доставки парашютных подразделений к месту загорания стали использовать также самолеты Ил-14, Ан-24, Ан-26. На основе Ан-26 был создан пожарный самолет, который мог всего за две секунды сбросить на очаг пожара 4 тонны воды. В конце 90-х годов МЧС России освоило технологию тушения пожаров с применением самолетов Ил-76ТД. Они способны обрушить на охваченные огнем лесные массивы за один раз 42 тысячи литров воды или других огнетушащих растворов. Замечательно показали себя противопожарные самолеты Бе-12П-200 и Бе-200П.

Сравнительный анализ показал, что главной особенностью малой авиации является обнаружение и ликвидация мелких, зарождающихся лесных пожаров, но пожары, распространившиеся на площади более 20 га, не может потушить группа из 4–5 человек парашютистов-пожарных. Особенностью же водяных бомбардировщиков является остановка и сдерживание распространения средних и крупных лесных пожаров; активное воздействие на облака с целью искусственного вызывания

осадков, но работа при верховых пожарах опасна, сброс воды с больших высот малоэффективен, а места базирования пожарной авиации порой далеко расположены от мест пожара.

Необходимо комплексное использование авиации, создание в стране нескольких центров, оснащенных пожарными самолетами и вертолетами. Необходимость использования авиации для обнаружения и тушения пожаров определяется тем, что когда площадь пожара лишь несколько соток, для его тушения необходимо всего 2–3 человека и час работы, следовательно минимум затрат и минимальный ущерб. Добиться этого можно, только используя авиацию. Своевременное авиационное патрулирование лесов и есть ключ к эффективности охраны лесов от пожаров в России.

Почему падают самолеты?

Карпов А.С.

Клуб авиастроителей, г. Москва

Целью работы является анализ документа М.Е.Л., позволяющего пассажирским воздушным судам выполнять полеты с отказом некоторых систем и агрегатов управления.

Основная задача работы - обратить внимание специалистов и предложить ввести ограничение на использование данного документа в Российских авиакомпаниях, эксплуатирующих зарубежные воздушные суда.

Целесообразностью этого являются факты расследования гибели самолета Airbus-310 авиакомпании «Сибирь» летом 2006 года и гибель самолета Boeing-737 авиакомпании «Аэрофлот-Норд», случившийся осенью 2008 года. В обеих катастрофах первоначальная версия крушения была неисправность воздушного судна. Многие авиационные эксперты уверены, что оба лайнера были неисправны еще на земле и лишь благодаря документу М.Е.Л. смогли выполнить свой роковой рейс.

Анализируя основные положения документа М.Е.Л. и факты злоупотребления им российскими авиакомпаниями, я предлагаю ввести полный контроль состояния воздушного судна и создание российского документа о правилах использования М.Е.Л., а также сокращение списка поломок, позволяющего выполнять полеты. Предполагается, что данные меры могут существенно повлиять на безопасность эксплуатации воздушных судов.

Сквозь тернии к звездам или отряд космических дворняг

Угорская В.Ю.

Клуб авиастроителей, г. Москва

Всего полвека отделяет две даты: 19 августа 1960 и 19 августа 2010. Август 1960 - всеобщая эйфория, триумф науки: Белка и Стрелка в Космосе. В августе 2010 об этом событии вспомнили люди, которые помнят времена первых полётов.

Мир забывает своих героев, поэтому одной из актуальных социальных задач настоящего времени я считаю популяризацию среди молодежи информации о подготовке и полетах в космос собак, а так же привлечение внимания к современным проблемам охраны и защиты животных, которые проложили человеку дорогу к звездам. Это долгосрочный социальный проект, который посвящен всем бездомным животным, нуждающимся в помощи. Практическая сторона его реализации: реальная помощь дворовым животным; популяризация этой темы; изучение истории полётов животных в Космос; социализация школьников. Так был создан проект «Братья наши меньшие просят защиты и помощи». В рамках проекта мы использовали различные методы и формы работы: поиск информации, опрос граждан нашего города, встречались с начальниками ЖЭКов и с депутатами городского совета. Существующую проблему освещали в СМИ и представляли на различных проектах, мною была написана работа «Человек – друг собаки».

Мы должны помнить, что именно бездомные собаки прошли путь «сквозь тернии к звёздам», открыв людям дорогу в Космос, именно собаки помогли человеку, когда ему так было необходимо, теперь наша очередь помочь, ведь мы перед ними в долгу!

Алфавитный указатель

Hyungseok Sim.....	176	Беляев Б.Б.	79
Jeonghwan Ko	176	Беспалова В.Е.	253
Kyusung Choi	176	Бехтина Н.Б.	29
Woongrae Roh.....	176	Бисенов О.В.	50
Абгарян В.К.....	175	Бишаев А.М.	134
Абрамчук Т.В.....	143	Бобе Л.С.	70, 84, 98
Авдеев А.В.	165	Богатый А.В.....	169
Аврамов А.В.	196	Богачева Д.Ю.....	185
Агеев И.М.	248	Бойко В.С.....	144
Адамов Н.П.	116	Большин Д.С.....	296
Акимов Е.Н.	121	Бондарейко Е.А.	71
Алексашкин С.Н.	94	Бондаренко Ю.А.	27
Алёшина Е.А.	69	Борзоногов А.А.	114
Андрейчук П.О.....	98	Борисов М.В.	247
Андрианов О.И.	118	Боровик И.Н.	164, 180, 185
Анисимова Т.В.....	176	Бородин В.А.	191
Аракчеев Д.В.....	70	Босых Н.В.	120, 123
Арбеков А.Н.....	154, 178	Бохин Д.Л.	192
Арбузов И.В.	32	Брагин А.А.....	20
Аргельо И.	39	Брыкин Б.В.	144
Ардатов К. В.....	152	Бубликов А.А.	296
Артемьев Д.Н.	294	Бубнова М.Д.	248
Артюхович М.В.	28	Бугров Г.Э.....	134, 135
Асланов А.	301	Бугрова А.И.	135
Астафьев В.Б.	84	Булатов К.Ю.	63, 146
Атопшев Ю.С.....	190	Буров М.Н.	12
Афанасьева О.А.	256, 257	Буслов Д.И.	297, 313
Афонин А.А.....	111, 232, 240, 245	Бычков И.В.	79
Ахметжанов Р.В.....	133	Вавилин К.В.	136, 137, 170
Бабин С.В.	186	Вагаблы Э.Т.....	314
Бабыкин С.В.	302, 303	Вайсеро М.В.	82
Баев В.Г.	230	Васенёв Л.Г.....	116
Балашов М.М.	110	Василевский В.В.	271
Балебанова Т.В.....	309	Василевский Д.В.	182
Балык В.М.	119, 120, 123, 129	Василенко А.	302
Баранов А.Ю.	162	Васильев А.Н.	283
Баранов С.И.....	74	Вебер А.В.....	142
Бардина Л.М.....	18	Веденков К.В.	120
Безлепкина Е.Д.....	119	Вербицкий А.Б.	30
Белова Г.Н.	258	Веремеенко К.К.....	244

Верещагин Ю.О.	14	Гужеля Ю.А.	26
Верещиков Д.В.	14	Гукало А.А.	166
Вечтомов В.А.	204	Гусарова Ю.В.	269
Виноградов М.В.	121	Гусева М.А.	76
Вититин В.Ф.	84	Гуцаев И.В.	291
Вишневский К.О.	58	Давыдов А.В.	63
Вишнякова О.В.	254	Даниленко А.Н.	231
Водопьянов А.А.	296	Данилин А.Н.	76
Воеводин А.А.	72	Данилина А.Н.	176
Военнов А.	301	Дарнопых В.В.	78, 102
Волков А.А.	51	Дегтярев А.В.	11
Волковицкий В.Р.	219	Дегтярев С.А.	62, 63
Володин С.В.	255, 262	Деменёв А.О.	123
Волчков О.Д.	23	Дементьев Н.А.	120, 123
Волčkова П.А.	308	Демьяненко И.О.	33
Воробьев А.Г. . 164, 179, 180, 185		Денисюк А.И.	134
Воробьев В.В.	39	Державина И.Р.	297
Воронина Л.Н.	228	Десятсков А.В.	135
Воронов В.А.	79	Дианов Д.Р.	34
Воронцов В.А.	73	Диомидов И.Г.	52
Воскресенский Д.И.	210	Дмитриев А.	311
Гаврилов Д.Г.	59	Добрушина М.Г.	82
Гаврилов Н.В.	229	Добычина Е.М.	192, 213
Гаврильев П.П.	230	Донской А.А.	41
Гальперин Д.М.	31	Донюков И.А.	64
Гилёв А.С.	172	Доронина Т.Д.	296, 308
Гильмутдинова Е.А.	74	Дружинин Э.И.	79
Гладилин В.С.	82	Дьяконов Г.А.	169
Гладкий Э.Г.	75	Дьяконов ДА.	15
Глотов В.Д.	96	Евдокимов И.Е.	144, 285
Глушенко А.А.	122	Евстратов А.Д.	232
Гниздор Р.Ю.	168	Евтушенко Н.Н.	117
Говоров А.А.	147	Егоров В.В.	194
Головачев А.Г.	291	Егоров Е.М.	297
Головнев И.Г.	58	Егоров К.С.	148
Гоморев М.А.	136	Елизарова Е.В.	304, 310
Гончаров В.А.	193	Емелькин А.И.	277
Гопанчук В.В.	171	Емлин Р.В.	172
Горшков А.Б.	88	Ендуткин С.А.	80
Гридина А.А.	217	Ермилов Ю.И.	148
Гришина Е.Ю.	32	Ефимов Е.Н.	16
Гудкова Т.И.	262	Жанг Х.-ю	81

Жданов В.Ю.	256	Капица А.А.	84
Жданов И.Ю.	257	Карапетян А.К.	303
Журавский В.В.	268	Карапетян С.М.	297
Забайкин В.А.	149	Карасев О.И.	58
Завалов О.А.	15	Карасев С.А.	261
Заведеев А.И.	234	Карпов А.С.	316
Загорнян С.С.	179	Карпухин Е.О.	216
Задириев И.И.	136	Картуков А.В.	158
Закиров В.А.	81	Касумов Е.В.	53
Заплаткин Ю.Ю.	289	Керножицкий В.А.	86
Захаревич А.П.	289	Кибзун А.И.	287
Захаров М.А.	247	Ким М.В.	217
Захаров П.А.	99	Кирюхин А.В.	98
Звездина И.	300	Кисиленко А.А.	271
Звягин А.А.	296	Кобзев В.А.	33
Зенков Д.Н.	124	Кобко Г.Г.	126
Зиновкин А.	303	Ковалев А.	35
Зотов А.А.	23	Ковалёв А.Ю.	234
Зубин М.А.	184	Ковалевский С.	311
Зуева В.В.	270	Коватова Ю.С.	180
Иванисов В.Ю.	269	Кожевников А.С.	278
Иванов А.П.	304	Козинцева М.В.	134
Иванов В.М.	99	Козлов Д.С.	17
Иванов С.А.	195	Козлов Р.И.	79
Иванов С.В.	274	Колбин И.С.	290
Иванов С.Л.	196	Колеватов А.П.	249
Ивахнов Р.С.	315	Колецкая Е.А.	262
Игумнова А.С.	152	Колодяжный Д.Ю.	12
Ильина Д.И.	294	Колычев А.В.	86
Ильина Т.И.	258	Комов В.Г.	279
Ильяхинская Г.В.	259	Кондратьева С.Г.	197, 213
Ионов А.В.	150	Конев С.М.	308
Кабанов Д.С.	82	Конох В.И.	144
Кавун В.В.	82	Константинов М.С.	100
Казаков Е.Н.	141, 142	Корнеев Н.И.	36
Казбеков Б.В.	233	Короленко В.В.	37
Казеннов И.С.	164	Коростылева Н.В.	305
Каланходжаев А.И.	259	Коротецкий Е.В.	199
Калимулин Р.Ш.	125	Корунов С.С.	270
Калягин М.Ю.	84	Котельников М.В.	168
Канаев П.А.	70	Котыхов Н.Н.	54
Канев С.В.	139	Кочергин А.А.	185

Кошелев Ю.Н.	87	Лесневский В.А.	167
Кошелева Н.В.	301	Ли Ж.-ф.	81
Крайнов А.М.	73	Лисина М.А.	271
Кралькина Е.А.	136, 137, 170	Лисицын И.	300
Красавин К.В.	84	Лобанов И.Е.	47, 48, 61
Краснов М.И.	206, 225	Лобанов К.А.	299, 305
Краснова Е.В.	300	Лобов А.А.	89
Краснухин А.А.	280	Лобов А.Г.	311
Крееренко Е.С.	38	Ловчинская М.В.	258
Крееренко О.Д.	33, 38	Лозьянова М.О.	238
Кренёва Г.В.	263	Лошкарев А.Н.	40
Криков Д.А.	250	Лукьянов А.В.	20
Кроилов В.	302	Любин Л.Я.	54
Крупенин А.М.	130	Лютер Е.В.	269
Кудимов Н.Ф.	281	Мадеев С.В.	138
Кузнецов А.С.	240	Мажуль И.И.	116
Кузнецов В.Д.	13	Майларт Ж.М.	116
Кузнецова Е.О.	87	Майоров Д.А.	202
Кузьмин А.М.	181	Майстренко Е.В.	200
Кузьмина Л.К.	286	Маклакова Н.Е.	271
Кузьминых А.С.	199	Максимович М.Ю.	296
Куимов Н.Д.	18	Малахов Р.Ю.	201
Кулибаба А.Я.	226	Малугин К.А.	222
Кутов А.Е.	235	Мальшев В.В.	78, 82
Лазненко А.С.	293	Мамонов С.В.	59
Лазников Н.М.	37, 265	Маннапов А.Р.	188
Ламанова Н.Г.	249	Мартиросов М.И.	59, 130, 147
Лапыгин В.И.	88	Мартынов М.Б.	73
Ларин А.А.	55	Мартынов О.А.	206
Латышев Л.А.	139	Маслов Ю.В.	43, 64
Лашин В.Ю.	236	Махиянова С.Д.	284
Ле Куок Динь	19, 22	Махров В.П.	118, 122, 123
Лёб Х.В.	131	Мельников В.М.	90
Лебедев В.	303	Меркишин Г.В.	158
Лебедев В.В.	151	Метлицкая Д.В.	239
Лебедев М.А.	282	Милоданова Ю.А.	264
Лебедев М.В.	39	Милосердов А.С.	204
Леденев В.И.	299, 305	Милосердов М.С.	203
Леонов С.С.	283	Мин Тейн	100
Леонова Д.В.	297	Митрофанова О.А.	168
Леонтьев М.К.	62, 63, 146	Митрохов Н.В.	187
Лепёхин А.В.	237	Михайлов В.А.	92

Михайлов К.Е.....	265	Одноволик Ю.В.....	299, 305
Михалин В.А.....	88	Олейник А.И.....	21
Мищенко В.Ю.....	46	Оспенникова Т.....	310
Могулкин А.И.....	142	Острешко Б.А.....	94
Моисеев Д.В.....	104	Павлов В.А.....	184
Мороз С.М.....	89	Павлов В.Б.....	136, 137, 170
Морозов А.В.....	168	Павлов Т.А.....	64
Морозов Д.Е.....	15	Панагушин В.П.....	269
Морозов И.В.....	56	Панкратов М.Ю.....	309
Морозов П.А.....	172	Пановский В.Н.....	241
Морозов С.В.....	184	Пантелеев А.В.....	243
Моругин П.А.....	224	Пантелеев П.А.....	66
Москалев С.И.....	82	Парамонов Н.В.....	48
Моцкало Д.В.....	266	Пашенько А.В.....	49
Мякшина М.Н.....	277	Пашков О.А.....	23
Надирадзе А.Б.....	173	Пегачкова Е.А.....	95
Назаренко В.С.....	126	Пегова Е.П.....	156
Назаров А.В.....	246	Перлик В.И.....	75
Наумов А.В.....	274	Петров И.А.....	208
Недбайло Н.Ю.....	268	Пискунков А.Ф.....	140
Неделин В.Г.....	93	Пичулин В.С.....	60
Неклюдова П.А.....	170	Пичхадзе К.М.....	73, 94
Нестеренко А.Н.....	168	Платов С.А.....	58
Нестеренко В.В.....	152, 153	Платонов С.А.....	96
Нестеренко В.Г.....	152, 153	Плеханов В.Е.....	230
Нестеров В.А.....	254	Плонская Н.И.....	263, 267
Неудакин А.А.....	222	Побережский С. Ю.....	182
Нечаев И.Л.....	169	Побирухина Е.В.....	268
Нигматзянов В.В.....	139	Позднышева С.В.....	308
Низовитин А.А.....	47	Полежаев В.И.....	277
Никитиных И.В.....	133, 142	Пономарев Л.В.....	204
Николаев И.И.....	296, 308	Попов Г.А.....	131
Николаенко В.С.....	285	Попов Ю.И.....	44
Новиков А.В.....	11	Поспелов А.И.....	39
Новицкий Б.Б.....	154	Потапенко М.Ю.....	171
Носова Н.Н.....	309	Потапов А.А.....	209
Обухов А.Е.....	205	Правидло М.Н.....	87
Обухов В.А.....	140, 142	Прозорова Э.В.....	24
Овчинников А.Ю.....	41	Прохоров А.В.....	185
Овчинникова Е.В.....	210	Пуанов И.Ф.....	172
Огороднов Н.Н.....	240	Пунтус А.А.....	277, 280, 283, 284
Огурцов А.А.....	206	Пуртов И.С.....	242

Рабинский Л.Н.	59, 76	Снеткова Е.И.	63
Равикович Ю.А.	152	Соболь В.Р.	175
Райкунов Г.Г.	13, 90	Сова А.Н.	97
Раков В.В.	70	Соколов В.В.	167
Рахматуллин Р.Р.	173	Соколов М.В.	218
Редькина К.В.	42	Соколов Н.Л.	99
Резниченко В.И.	55	Солоухин В.А.	98
Рейнгольд А.Л.	25	Сорников А.Я.	43
Репнев Д.Н.	211	Спирин Г.Г.	182
Репнева А.И.	221	Степаненко А.В.	219
Родионов Г.Л.	30	Степин А.В.	219
Рыбаков А.М.	210	Стерин В.Ф.	84
Рыбаков К.А.	278	Стойко С.Ф.	304, 310
Рыбин Ю.М.	248	Сулаков А.С.	232, 245
Рыхлов Н.В.	98	Сушко С.В.	158
Рязанцева О.В.	243	Тараканов В.П.	136
Савельев В.М.	244	Тарасов А.И.	163
Савельев С.К.	297	Тарелкин И.А.	134
Сазонова Т.В.	88	Татарский Б.Г.	200
Самоделов Д.В.	174	Ташев В.П.	183
Самохвалов Н.Ю.	157, 159	Телепнев П.П.	79
Саратовский Н.В.	211	Терентьев В.В.	150
Сашов А.А.	225	Титов А.Г.	213
Сверчков Ю.	306	Титов Д.М.	313
Семенкин А.В.	13	Тихонов А.С.	157, 159
Семенов П.Н.	269	Тихонов В.Н.	14
Семенчиков Н.В.	19, 22	Тишкин И.Ю.	125
Сергеев С.Ф.	67, 289	Ткаченко С.С.	196
Сивашов С.Д.	245	Тодоров А.В.	125, 127
Сидоренко А.С.	30	Токарев А.С.	306, 308
Сизанов А.В.	97	Токарев В.Е.	118
Силантьева Е.А.	270	Третьяков П.К.	149
Синча Д.П.	242	Третьякова О.Н.	279, 281, 286, 288
Сипатов А.Н.	62	Трофименко А.П.	101
Ситников С.А.	142	Трубачева В.А.	117
Ситникова А.В.	182	Трушков С.А.	305, 309
Смирнов А.Ю.	98	Тузикова Е.С.	275
Смирнов П.Г.	135	Туманов В.А.	41
Смирнова Г.А.	60	Туник Ю.В.	184
Смирнова М.Е.	141, 142	Туркин И.К.	15
Смирнова С.А.	271	Туркин М.В.	160
Снастин М.В.	205		

Тюменцев Ю.В.	17	Чемерисова А.В.	272
Уваров А.В.	296	Черкасова М.В.	175
Угорская В.Ю.	317	Чернобровов А.И.	287
Ульянов С.А.	79	Черноморский А.И.	247
Ульяшин А.И.	79	Чернышев И.Е.	108
Умаров Д.Ш.	195	Чибисова И.В.	127, 129
Усовик, И.В.	102	Чиркашенко В.Ф.	116
Учватов В.И.	103	Чичиндаев А.В.	52
Учватова В.П.	103	Чугаев Е.И.	249
Учватов Г.В.	308	Шалаев А.С.	126
Ушкар М.Н.	211	Шапошников В.В.	173
Фам С.К.	104	Шапошников М.И.	135
Федоров А.В.	82	Шарапов С.С.	250
Федоров П.В.	220	Шевгунов Т.Я.	16
Фейли Д.	141	Шевченко Г.Ю.	288
Феоктистова О.Г.	28	Шемяков А.О.	215
Филатов Ю.А.	106	Шилов Л.Б.	109
Филипас А.П.	271	Шитиков А.М.	199
Филипенков С.Н.	110	Шишкин Г.Г.	248
Филиппов Г.С.	285	Шлигерский А.Б.	251
Фортинов Л.Г.	33	Шмачилин П.А.	213
Фофанов Д.М.	88	Шмотин Ю.Н.	12
Фролов В.А.	42	Шнайдер В.Б.	215
Х.В.Лёб.	141	Штукарев А.Ю.	225
Хайруллин Д.М.	161	Щекочихин В.В.	294
Хан Ю.О.	115	Щипаков В.А.	163
Харин Е.Г.	18	Щудро А.П.	82
Харитонов А.М.	116	Элбакян А.Ц.	110
Харламов А.Н.	194	Южаков А.А.	162
Хартов В.В.	73	Юрьев А.И.	125
Хартов С.А.	138, 139, 142	Яковлев И.А.	152
Харчевников В.К.	134, 135	Яковлевский О.В.	19, 22
Хесин Л.Б.	128	Ямашев Г.Г.	111
Хижняков Ю.Н.	162	Яновский Ю.Г.	76
Хмара С.А.	246	Яроцкий Д.А.	39
Хоменко И.В.	151	Ярыгина М.В.	44
Хорев И.Е.	107	Ясенков А.В.	18
Хохлов А.Н.	185	Ясенок Д.А.	200
Хренов В.В.	186	Яскевич А.В.	108
Хромова И.В.	117	Яскевич Н.А.	112
Чан Куанг Дык.	19, 22		

**Информационно-научная поддержка Международной Конференции
«Авиация и космонавтика-2011»**

Международный российско-американский научный журнал

**«Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем:
процессы, модели, эксперимент»**

ISSN 1727-6853

Полные доклады, представленные во время работы Конференции, могут быть опубликованы в спецвыпуске журнала по рекомендации Международного Организационно-Программного Комитета Конференции. Публикация – на русском и английском языках одновременно.

Для контактов: Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru Людмила Константиновна Кузьмина

URL: http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/ansj.html

**Scientific-information support of International Conference
“Aviation and Astronautics-2011”**

International Russian-American Scientific Journal

**“Actual Problems of aviation and aerospace systems: processes, models,
experiment”**

ISSN 1727-6853

The papers, presented at Conference, may be published in special issue of Journal on recommendation of Conference International Organizing-Program Committee. The publication – in Russian and English languages simultaneously.

For contacts: Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru Lyudmila Konstantinovna Kuzmina

URL: http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/ansj.html

**INTERNATIONAL FEDERATION OF NONLINEAR
ANALYSTS**

RUSSIAN CENTER

Russia, 420111, Kazan, Karl Marx, 10

phone: (7) (843) 236-16-48

e-mail: Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru

МЕЖДУНАРОДНЫЙ РОССИЙСКО-АМЕРИКАНСКИЙ НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ

Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем

процессы, модели, эксперимент (АПААС)

Международный Российско-Американский журнал «АПААС» (ISSN 1727-6853) основан в 1995 г. по инициативе ученых-профессоров, представителей известной научной Казанской Четаевской Школы механики и устойчивости (КАИ-КГТУ им.А.Н.Туполева, Россия), совместно с зарубежными коллегами, учеными авиационного университета Эмбри-Риддл (ERAU, Daytona Beach, США).

Журнал издается на базе Российского Центра Международной Федерации Нелинейных Аналитиков, под эгидой Академии наук авиации и воздухоплавания, Российской Академии космонавтики им.К.Э.Циолковского, в кооперации с МАИ, МГТУ им.Н.Э.Баумана, ИПУ РАН, с поддержкой Минобразования и науки, Федерального Космического Агентства.

«АПААС» – научный периодический журнал по широкому кругу проблем в авиации и космонавтике, в том числе междисциплинарного характера, включая работы в области динамики и управления полетом; теории, конструирования и технологии летательных аппаратов, двигателей; науки о материалах; вычислительных систем; экспериментальных исследований; экономических и гуманитарных проблем эксплуатации; дистанционного зондирования Земли, информационных спутниковых технологий; проблем высшего инженерного образования в области авиа-, аэрокосмических систем; проблем нанотехнологий для авиа-, аэрокосмических систем,...

Журнал «АПААС» – *двуязычное* Издание, имеющее печатный и электронный варианты.

http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/raaj.html

Журнал внесен:

в Каталог Библиотеки Конгресса США; номер в Каталоге (LCCN) - 98-646147

в Каталог Британской Библиотеки; номер в Каталоге (LCCN) - 0133.473700

Опубликованные статьи реферированы в Реферативном журнале и Базе данных ВИНТИ РАН

Сведения о журнале занесены в справочную систему по периодическим изданиям "Ulrich's Periodicals Directory" <http://www.ulrichsweb.com>

Электронный вариант Научного Издания выполняется в кооперации с Казанским Федеральным университетом и размещен на сервере КФУ

Людмила Константиновна Кузьмина, Со-Редактор

Россия, 420015, Казань-15, Адамюк, 4-6,

(КГТУ им.А.Н.Туполева – Казанский авиационный институт-НИУ)

Телефон: (7) (843) 236-16-48

e-mail: Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru

Official Plenipotentiary Lyudmila K.Kuzmina

of IFNA RC

**INTERNATIONAL FEDERATION OF NONLINEAR
ANALYSTS**

RUSSIAN CENTER

Russia, 420111, Kazan, Karl Marx, 10

phone: (7) (843) 236-16-48

e-mail: Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru

INTERNATIONAL RUSSIAN-AMERICAN SCIENTIFIC JOURNAL

Actual problems of aviation and aerospace systems

processes, models, experiment

(APAAS)

International Russian-American Scientific Journal “Actual problems of aviation and aerospace systems” (ISSN 1727-6853) is founded in 1995 on the initiative of Scientists-Professors from Kazan Chetayev School of Mechanics and Stability, representatives of Kazan Aviation Institute – Kazan State Technical University of A.N.Tupolev’s name, (RUSSIA) and Scientists-Professors from Embry-Riddle Aeronautical University (USA).

The Journal is edited on base of Russian Centre of International Federation of Nonlinear Analysts (IFNA), under the aegis of two Academies (Academy of Aviation and Aeronautics Sciences and Russian Academy of Astronautics of K.E.Tsiolkovsky name), in cooperation with MAI (Moscow Aviation Institute – State Technical University), Bauman MSTU (Bauman Moscow State Technical University), ICS of RAS; with support of Education-Science Ministry of RF, of Federal Space Agency.

“APAAS” is International scientific periodic Journal on a broad spectrum of multidisciplinary problems in Aviation and Astronautics, including researches in areas of dynamics and flight control; theory, design and technology of aircrafts, engines; sciences on materials; information and computing systems, experimental investigations; economic and humanity problems of operation; remote sensing of Earth, information satellite technology; the problems of Higher Engineering Education; the problems of nanotechnology for Avia-, Aerospace systems, ...

This Scientific Journal is *bilingual* Edition, with printed and electronic versions.

http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

The Journal has been cataloged:

in Congress Library; the Library of Congress Catalog Number (LCCN) is 98-646147

in British Library; the British Library Catalog Number (LCCN) is 0133.473700

Published papers are reviewed in abstract Journal and abstract database of RAS All-Russian Institute of Scientific-Engineering Information.

Information about Edition is entered in reference system on periodic Editions “Ulrich’s Periodicals Directory” <http://www.ulrichsweb.com>

Online version of Scientific Edition is implemented in cooperation with Kazan Federal University and is available at KFU-server

Dr.Lyudmila Kuzmina, CO-EDITOR

Kazan Aviation Institute (KSTU of A.N.Tupolev’s name)

Adamuck, 4-6, Kazan-15, 420015, RUSSIA

Tel: (7) (843) 236-16-48

Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru

Official Plenipotentiary
of IFNA RC

Lyudmila K.Kuzmina

**10-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика – 2011»
Тезисы докладов**

Председатель Оргкомитета
Мальшиев Вениамин Васильевич
Ученый секретарь
Байрамова Татьяна Шамилевна

Оформление обложки:
И.Я. Волкова

Верстка:
М.И. Бартнев

Подписано в печать 01.11.11
Формат 148х210 мм
Бумага офсетная. Усл.-изд. л. 17,4
Тираж 400 экз. Заказ №4644

Отпечатано
ООО «Принт-салон», Санкт-Петербург,
Социалистическая ул., д. 14Б, тел.: (812) 313 -5606